

Федеральное агентство научных организаций

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
НАУКИ
ИНСТИТУТ ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКИ
ИМ. С.А. ХРИСТИАНОВИЧА
СИБИРСКОГО ОТДЕЛЕНИЯ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

УДК 536.46

№ государственной регистрации 01201351870

Инв. № 14/17

УТВЕРЖДАЮ

Директор ИТПМ СО РАН

Чл.-корр. РАН

А.Н. Шиплюк

29 декабря 2016 г.



ОТЧЕТ
О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

Проект III.22.6.24. «Изучение способов воздействия на до-, транс- и сверхзвуковые течения применительно к управлению эффективностью горения в камерах сгорания прямоточных двигателей, процессов тепловой защиты и внешним обтеканием» (заключительный)

Номер проекта в ИСГЗ ФАНО 0323-2014-0008

Приоритетное направление III.22. «Механика жидкости, газа и плазмы, многофазных и неидеальных сред, механика горения, детонации и взрыва»

Программа ФНИ СО РАН III.22.6. «Исследование физических проблем управления до-, сверх- и гиперзвуковыми течениями неравновесных газовых и плазменных сред»

Протокол Ученого совета ИТПМ СО РАН
№ 12 от «01» 12 2016 г.

Руководитель проекта
Д.т.н.

Третьяков
(подпись, дата) Третьяков П.К.

Новосибирск, 2016

СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

Научные сотрудники

Г.Н.С., Д.Т.Н.

Третьяков П.К. (Блок-1)

С.Н.С., Д.Ф.-М.Н.

Калинина А.П. (Блок-1, Блок-5)

С.Н.С., К.Ф.-М.Н.

Замураев В.П. (Блок-1, Блок-5)

В.Н.С., Д.Ф.-М.Н.

Латыпов А.Ф. (Блок-2)

С.Н.С., К.Ф.-М.Н.

Тупикин А.В. (Блок-3)

В.Н.С., Д.Ф.-М.Н.

Зудов В.Н. (Блок-4)

В.Н.С., Д.Т.Н.

Кталхерман М.Г. (Блок-6)

Инженерно-технический состав

Ст. лаборант с выс. обр.

Венедиктов В. С.

Нач. установки

Казазаев А. В.

Вед. инженер

Крайнев В. Л.

Вед. инженер

Лазарев А. М.

Вед. программист

Постнов А. В.

Техник

Сенова Т. Ю.

Реферат

В отчете представлены результаты НИР, выполненной по проекту согласно плану ФНИ СО РАН 2013-16гг. Отчет состоит из введения, шести разделов (блоков), заключения, списка литературы и перечня публикаций по результатам исследований, содержит 39 страницы текста, включая 30 рисунков.

Ключевые слова: газодинамика горения, до-, транс- и сверхзвуковые течения, импульсно-периодический подвод энергии, структура пламени, крыловой профиль.

Объектом исследования являются нестационарные способы управления внутренними течениями и внешним обтеканием с энергоподводом и горением применительно к энергетическим устройствам и двигателям для летательных аппаратов.

Цель работы состоит в развитии новых физических подходов к совершенствованию технологий, обеспечивающих повышение эффективности рабочего процесса при использовании энергоресурсов. Целью этапа 2016 года доказательство преимуществ предложенного подхода.

Исследования нового способа организации рабочего процесса в камере сгорания ПВРД показали, что: высокая полнота сгорания обеспечивается организацией преддетонационного режима горения, минимальные потери полного давления достигаются за счёт торможения потока до скорости звука на участке КС постоянного сечения. Предложена новая технология запуска ПВРД. Моделирование выполнено на водородном топливе. Расчётом получены параметры внешнего воздействия, при которых реализуется режим, необходимый для инициирования и протекания горения. Полученные результаты являются важнейшими по проекту в целом. В Роспатент направлена заявка на изобретение.

Разработана функциональная математическая модель КС ГПВРД на водороде. Показано, что максимальная тяга двигателя определяется значением эксергии продуктов сгорания. Приведены примеры реализации рабочего процесса для чисел $M=6-12$. Показано, что максимальное число Маха полёта с использованием ГПВРД не более $M=12$.

На основе критериального подхода к описанию интегральных характеристик горения сформулированы основные принципы управления диффузионным пламенем с учетом нестационарных процессов тепломассопереноса при наличии внешнего электрического поля. Показана возможность расширения пределов стабильного горения. Длина факела может быть сокращена на 15-20% с сохранением полноты сгорания.

Экспериментально получены данные, свидетельствующие о инициировании горения в сверхзвуковом потоке сфокусированным импульсно-периодического излучения CO_2 – лазера. Разработана численная методика расчета равновесного состояния плазмы и химически неравновесного течения водородовоздушной смеси.

Для трансзвукового обтекания крылового профиля при периодическом тепловом и силовом

воздействии на поток найден набор критериев, позволяющий прогнозировать изменения в ударно-волновой структуре. При одностороннем воздействии возникает дополнительная подъемная сила до 20% от исходной величины. Аэродинамические характеристики имеют немонотонную зависимость от частоты при околосвуковой амплитуде скорости движения поверхности. Данные эффекты могут быть использованы для прогнозирования обтекания на соответствующих режимах.

Проведены исследования запатентованного метода пиролиза углеводородов в высокотемпературном потоке теплоносителя в сочетании с исследованием характеристик эффективных смесителей. Показано, что основные характеристики предложенного способа пиролиза существенно превышают аналогичные показатели традиционного промышленного метода.

Содержание

Введение.	6
Блок 1. «Изучение новых схем организации и управления рабочим процессом, включая вопросы теплозащиты, в камерах сгорания, моделирующих условия сверх- и гиперзвукового полёта».	9
Блок 2. «Математическое моделирование нестационарных пространственных течений реагирующих газов в каналах».	15
Блок 3. «Импульсно-периодическое энергетическое воздействие на процессы горения и стабилизацию пламени, с целью повышения эффективности сжигания топлив и снижения окислов азота в продуктах сгорания».	19
Блок 4. «Численное и экспериментальное исследование процесса горения в сверхзвуковом потоке при инициировании плазмой импульсно-периодического оптического разряда».	22
Блок 5. «Управление обтеканием летательных аппаратов на до- и трансзвуковых режимах посредством силового и энергетического воздействия на поток в окрестности крыловых профилей».	26
Блок 6. «Расчетно-экспериментальное изучение термической деструкции углеводородов с использованием новой схемы быстрого смешения в потоке теплоносителя».	27
Заключение	32
Литература	33
Публикации по теме НИР	33
Приложение I	37
Приложение II	38

Введение

Настоящий отчет является заключительным по теме «Изучение способов воздействия на до-, транс- и сверхзвуковые течения применительно к управлению эффективностью горения в камерах сгорания прямоточных двигателей, процессов тепловой защиты и внешним обтеканием», по которой в соответствии с планами НИР были представлены отчеты по предыдущим этапам 2013, 2014 и 2015 годов.

Работа по проекту была направлена на решение вопросов управления внешним обтеканием и рабочим процессом в двигателе. Создание новых эффективных средств активного управления полётом летательных аппаратов (ЛА) со скоростями от дозвуковых до превышающих скорость звука в 6 и более раз одна из наиболее значимых научных проблем (*Приоритетное направление развития науки РФ №7 «Транспортные и космические системы», критические технологии РФ №24. «Технологии создания ракетно-космической и транспортной техники нового поколения»*).

Организация эффективного рабочего процесса в прямоточном двигателе со сверхзвуковой скоростью потока в камере сгорания была и остаётся главным, фундаментальным содержанием зарубежных и российских проектов. Эффективность рабочего процесса напрямую связана с величиной потерь давления по тракту. Далеко не всегда возможно минимизировать потери давления и при этом обеспечить стабилизацию пламени с высокой полнотой сгорания, [1, 2]. Применение промоторов (SiH_4 в X-43 и этилена в X-51), либо других способов и средств для совершенствования рабочего процесса и повышение его эффективности (механических и газодинамических, см. [3-5]) ведет к локальной интенсификации тепловыделения и формированию псевдоскачка с торможением потока до дозвуковых скоростей. Результатом становится повышение потерь полного давления, перемещение волновой структуры вверх по потоку, что не даёт заметного улучшения рабочего процесса. Основной целью проекта, является изучение нового способа организации процесса горения в камере сгорания ПВРД, при котором достигается максимальная полнота сгорания и минимальные потери полного давления. Включая моделирование условий и способов организации процесса сжигания топлив в камерах сгорания ПВРД, и изучение нестационарных процессов в зоне реакции при воздействии внешних энергоисточников. Кроме этого, решаются задачи о взаимодействия ударно-волновой структуры трансзвукового течения с колеблющимся элементом профиля и термической деструкции углеводородов с использованием схемы быстрого смешения в потоке теплоносителя.

Проект содержит 6 блоков. На 2016г. было запланировано (по блокам):

Блок I: «Изучение новых схем организации и управления рабочим процессом, включая вопросы теплозащиты, в камерах сгорания, моделирующих условия сверх- и гиперзвукового полёта».

Содержание:

Реализация управляемого перемещения головной части псевдоскачка в заданных пределах по каналу, при изменении частоты или мощности периодических энергоимпульсов в потоке.

Управление формированием устойчивых режимов с околозвуковой областью при периодическом и постоянном энергетическом воздействии (струи и тепловых источников энергии) на сверхзвуковой поток для каналов различной геометрии.

Ожидаемые результаты:

Определение параметров энергоимпульсов (энергия, длительность и частота импульса) необходимые для управления перемещением головной части псевдоскачка в заданных пределах по каналу при сверхзвуковой скорости ($M=2$).

Параметрические исследования влияния на формирование устойчивых режимов с околозвуковой областью длины секции постоянного сечения, локализации периодических пристеночных источников и струи, угла раскрытия расширяющейся секции канала при одинаковой температуре в форкамере и генераторе воздуха для струи (холодный пуск). Решение задачи для плоского и осесимметричного каналов при скорости потока на входе $M=2$.

Блок II: «Математическое моделирование нестационарных пространственных течений реагирующих газов в каналах».

Содержание:

Создание вычислительной программы переходных режимов ПВРД – ГПВРД в приближении квазиодномерных уравнений газовой динамики.

Ожидаемые результаты:

Создание программы для ЭВМ численного решения нестационарных квазиодномерных уравнений газовой динамики и проведено ее тестирование. Результаты параметрических расчетов, определяющих пространственно-временные функции подвода энергии в камере сгорания для управления переходом дозвукового потока к сверхзвуковому потоку и обратно для условий, соответствующих числам Маха полета $M=6-7$.

Блок III: «Импульсно-периодическое энергетическое воздействие на процессы горения и стабилизацию пламени, с целью повышения эффективности сжигания топлив и снижения окислов азота в продуктах сгорания».

Содержание:

Изучение влияния параметров электрического поля на образование вихревых структур, которые разрушают фронт диффузионного поднятого пламени в режиме переходном к турбулентному горению.

Планируемые результаты:

Определение параметров электрического поля (напряжение, частота) на образование

вихревых структур, которые разрушают фронт диффузионного поднятого пламени в режиме переходном от ламинарного к турбулентному горению.

Блок IV: «Численное и экспериментальное исследование процесса горения в сверхзвуковом потоке при инициировании плазмой импульсно-периодического оптического разряда».

Содержание:

Создание математической модели воспламенения и горения струи водорода в спутном сверхзвуковом потоке. Математическое моделирование ламинарного горения водорода в рамках уравнений Навье-Стокса.

Планируемые результаты:

Создание с использованием уравнений Навье-Стокса математической модели воспламенения и горения сверхзвуковой струи водорода ($M_{H_2} \leq 2$) в спутном сверхзвуковом потоке воздуха ($M \leq 2$). Выявление влияния параметров внешнего потока (скорости и температуры) на процесс воспламенения.

Блок V: «Управление обтеканием летательных аппаратов на до- и трансзвуковых режимах посредством силового и энергетического воздействия на поток в окрестности крыловых профилей».

Содержание:

Определение воздействия колебаний участка поверхности на обтекающий поток, а также изменение аэродинамических характеристик обтекаемого элемента летательного аппарата при варьировании амплитуды и частоты колебаний при отсутствии вязких потерь.

Планируемые результаты:

Проведение параметрических исследований воздействия колебаний участка поверхности на обтекающий трансзвуковой поток, а также определение аэродинамических характеристик (коэффициентов подъемной силы и сопротивления) обтекаемого элемента летательного аппарата при варьировании амплитуды и частоты колебаний в приближении отсутствия вязких потерь.

Блок VI: «Расчетно-экспериментальное изучение термической деструкции углеводородов с использованием новой схемы быстрого смешения в потоке теплоносителя»

Содержание:

Исследование двухстадийного пиролиза метана с целью оптимизации выхода целевых продуктов. Термохимический и газодинамический анализ процесса пиролиза в реакторе быстрого смешения.

Планируемые результаты:

Расчетно-экспериментальное исследование газодинамических характеристик смесителя для условий работы двухстадийного пиролиза и проведены расчеты процесса пиролиза углеводородов в реакторе быстрого смешения с использованием в качестве сырья метана (1-я стадия) и пропана

(2-я стадия).

Блок I: « Изучение новых схем организации и управления рабочим процессом, включая вопросы теплозащиты, в камерах сгорания, моделирующих условия сверх и гиперзвукового полёта»

Реализация управляемого перемещения псевдоскачка в заданных пределах по каналу, при изменении частоты или мощности периодических энергоимпульсов в реагирующем потоке.

В осесимметричных каналах различной геометрии реализовано перемещение псевдоскачка под действием периодических энергоимпульсов, в том числе при горении (т.е. в реагирующем потоке). Проведен ряд циклов экспериментов и накоплены данные о характере и параметрах энергоимпульсов, необходимых для опытной реализации управления перемещением головной части псевдоскачка в осесимметричных каналах при сравнительном воздействии на сверхзвуковой ($M=2$) поток, газоимпульсными устройствами двух типов: быстродействующим газовым клапаном и генератором теплогазодинамических импульсов.

Экспериментально изучались способы реализации перемещения псевдоскачка в заданных пределах. Псевдоскачок формировался в модельном канале. В качестве объекта экспериментов использовался специально адаптированный секционированный осесимметричный стальной канал, варианты сборки которого показаны на рис.1. Эксперименты проводились на стенде сверхзвукового горения ИТПМ СО РАН с электродуговым подогревателем воздуха ЭДП-143. Диапазон температур торможения в экспериментах от 270К до 1600К, полных давлений $<0,7$ Мпа. Канал во всех вариантах включал осесимметричное сверхзвуковое сопло $M_c=2$ с выходным диаметром 50мм. Использовались инжекторы (двух видов) для подачи газообразного водорода в качестве топлива, и специальный моноблок-вставка для установки того или иного вида управляющих энергоимпульсных устройств (специального клапана 6РТ200 или генератора теплогазодинамических импульсов - ГТИ).

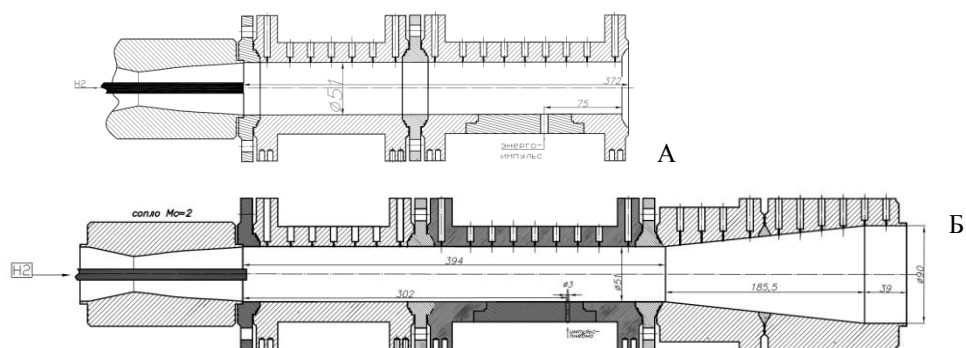


Рис.1. Варианты каналов: А – постоянного сечения $\varnothing 51$ мм с инжектором в виде стальной трубки $\varnothing 10 \times 1$, расположенной на оси и моноблоком ГТИ-клапан; Б – постоянного сечения и последующей конической расширяющейся секцией.

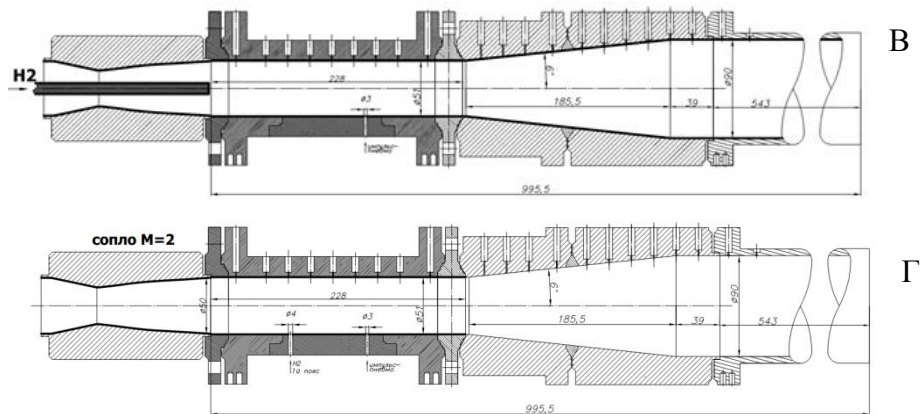
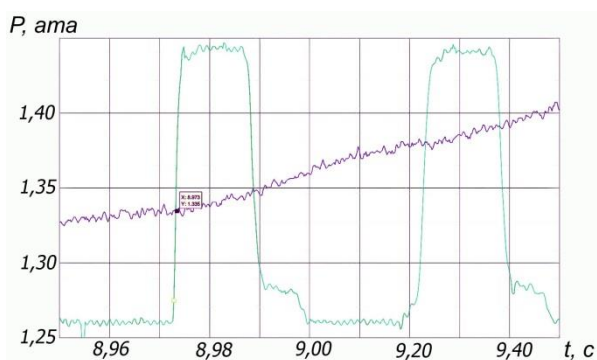


Рис. 1 (продолжение). В – постоянного сечения длиной 228мм с осевым инжектором и моноблоком ГТИ-клапан, последующей конической секцией и выхлопной трубой;

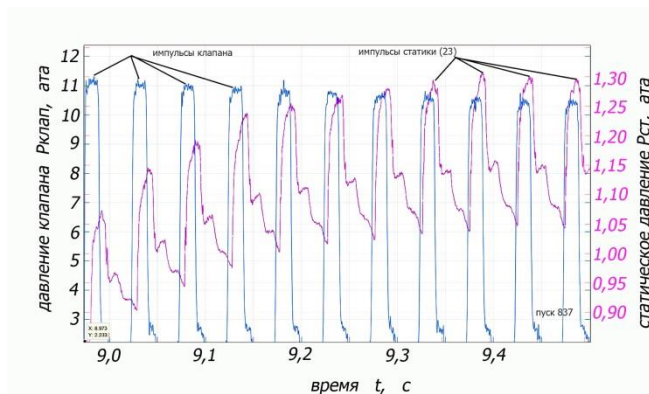
Г – постоянного сечения длиной 228мм с моноблоком нормальной инжекции топлива и ГТИ-клапана, последующей конической расширяющейся секцией и выхлопной трубой;

В экспериментах в качестве горючего газа применялся водород. Регистрировались распределения статических давлений по длине канала, расходы водорода, воздуха и штатных параметров стенда с помощью быстродействующего аналого-цифрового преобразователя на тактовой частоте 5кГц.

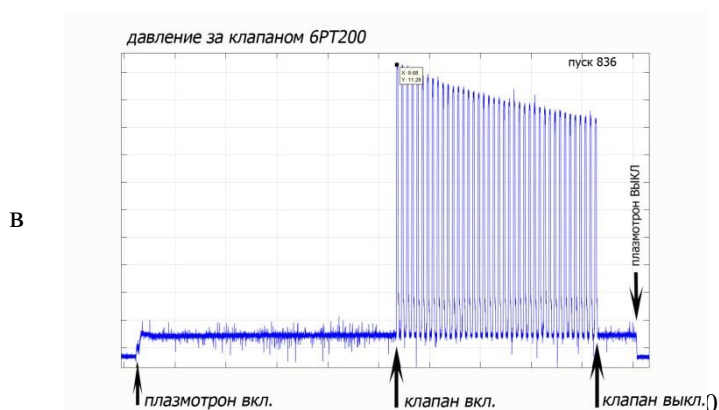
В результате анализа накопленных экспериментальных данных получены параметры управляющих энергоимпульсов эффективно воздействующих на сверхзвуковой ($M_c=2,0$) воздушный поток при различных температур торможения.



а



б



в

Рис.2. а – форма периодических импульсов давления воздуха в камере клапана, б – импульсы пакете и отклик статического давления, в – пакет импульсов за клапаном в ходе «горячего» пуска.

Экспериментально, варьируя характеристики одиночных импульсов (длительность, амплитуду, температуру газов из ГТИ) и параметры импульсов в пакете (число импульсов, длительность пакета, частоту импульсов, скважность) накоплены данные о характере воздействия импульсов на сверхзвуковой поток воздуха, и характеристиках изменения сверхзвукового потока на управляющее воздействие, в том числе высокотемпературного потока и потока с реакциями горения в каналах различной геометрии, (см. рис.1).

Выяснено, что:

- отклик (т.е. реакция сверхзвукового потока) может носить обратимый характер, т.е. параметры потока, структура потока (псевдоскачок или его часть) и локализация горения могут восстанавливаться после снятия управляющего воздействия;

-отклик может быть необратимым, т.е. после снятия импульсно-периодического воздействия характер потока (псевдоскачок) и локализация факела не меняют своего расположения в канале.

Экспериментально зафиксированы режимы течения с горением, когда в результате воздействия начиналась перестройка сверхзвукового течения и охлаждаемый зонд – насадок полного давления, расположенный на выходе канала (см. рис.3), регистрировал подъем давления в момент импульсного воздействия (см. рис.3).

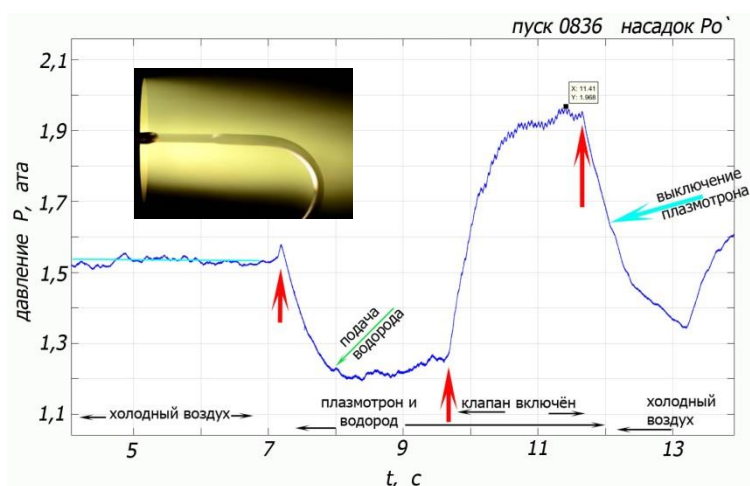
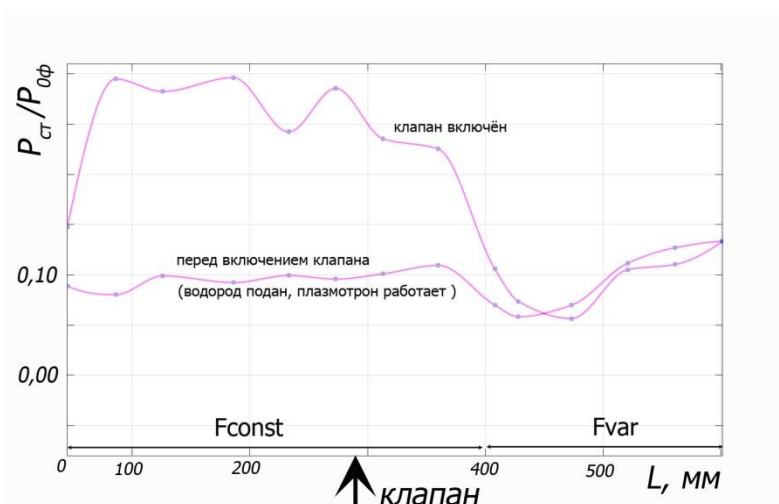


Рис. 3. Изменение давления в ходе пуска, регистрируемое насадком полного давления.



Распределения безразмерных статических давлений по длине канала схемы рис.1Б в различные моменты воздействия пакетом из 20 импульсов $f=10$ Гц приведено на рис.4.

Экспериментально исследованы заданные бюджетным планом методы управления энергоимпульсным воздействием на сверхзвуковой поток, необходимые для перемещения головной части псевдоскачка в заданных пределах по каналу при скоростях соответствующих числу $M=2$.

Управление формированием устойчивых режимов с околосвуковой областью при периодическом и постоянном энергетическом воздействии (струи и тепловых источников энергии) на сверхзвуковой поток для каналов различной геометрии.

Расчетно-теоретические исследования в 2016г были направлены на изучение влияния локализации периодических пристеночных источников тепла и инжектируемых струи, а также геометрии модельных каналов (протяженности секций, угла расширения и типа формы канала – плоской или осесимметричной) на формирование устойчивых режимов течения с образованием околосвуковых областей.

Канал состоит из сопла, участка постоянного сечения, расширяющейся части и еще одного участка постоянного сечения. Область пристеночных источников тепла и инжектируемых струи находится секции постоянного сечения. В секцию постоянного сечения втекает поток с числом Маха $M=2$. Геометрические размеры отнесены к характерному размеру (высоте, диаметру) в критическом сечении (на входе в канал, где скорость потока равна местной скорости звука), параметры потока – давление и температура к их значениям в критическом сечении, время к отношению характерного размера на скорость звука. Температура в критическом сечении равна 300 К. Рассмотрено периодическое импульсное тепловыделение, пропорциональное массе газа в зонах пристеночных источников тепла. Величина удельного массового тепловыделения эквивалентна мгновенному сгоранию водородно-воздушной смеси с коэффициентами избытка воздуха α в диапазоне от 8 до 10, на единицу массы воздуха соответствует энергия 3500 кДж/кг / α . В дальнейшем тепловыделение определяется через α .

На рис. 5 в верхней части представлена форма канала для плоского случая, ниже показано расположение инжектируемой струи и зон энерговыведения (прямоугольники), показаны области с характерными значениями чисел Маха при формировании околосвукового режима.

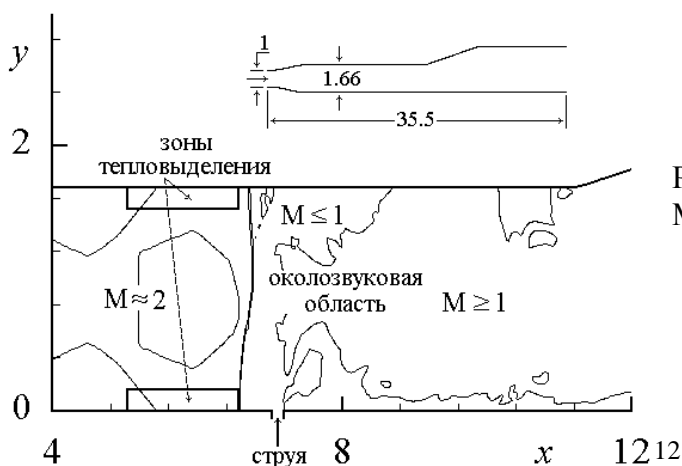


Рис. 5. Форма и размеры канала, поля чисел Маха вблизи области теплоподвода

Место инъекции струй расположено на $x = 7.078-7.182$ (ее ширина 0.104). Давление в газогенераторе, из которого подавалась струя, $p = 2$, что на порядок больше статического давления в невозмущенном потоке. Размер зон тепловыделения 1.54 вдоль канала больше поперечного размера 0.16. Тепловыделение соответствует $\alpha = 8.65$. Период подвода энергии $\Delta t = 2.16$.

При заданном положении инжектируемой струи варьировалось расположения источников тепловыделения. На рис. 6 показано распределение по длине канала числа Маха $\langle M \rangle$, осредненного по сечению: штрих-пунктирная линия 1 получена при наличии только струи; сплошная кривая 2 – при наличии одних источников энергии при $x = 3.23 \div 4.77$; кривая 3 – при смещении источников от струи вверх по потоку на $\delta x = 3.05$.

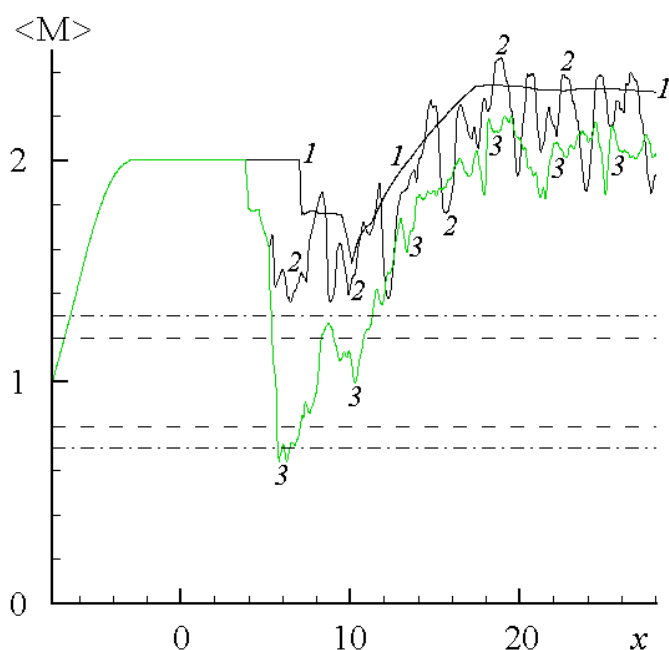


Рис. 6. Распределение по длине канала числа Маха $\langle M \rangle$: 1 – одна струя, 2 – источники (без струи), 3 – при смещении источников от струи

Струя играет роль дросселя. Совместно действуя, источники и струя создают околзвуковую область. При их раздельном действии околзвуковая область необходимых размеров не возникает. Она локализуется между источниками подвода энергии и началом расширения канала.

При исследовании влияния перемещения комплекса «источники энергии + струя» (расстояние между источниками и струей постоянно, изменяются только их координаты) за исходный выбран вариант, в котором расстояние между источниками и струей составляет $\delta x = 1.53$. На рис. 7 показан результат смещения комплекса вниз по потоку на две длины зоны источника – кривая 1 по отношению к кривой 2 исходного варианта. Такое смещение приводит к значительному сокращению размеров околзвуковой области, что связано с очень близким расположением струи к началу расширения канала. Ниже кривых показано положение струи (вертикальная линия) и источников (двуглав с номером кривой).

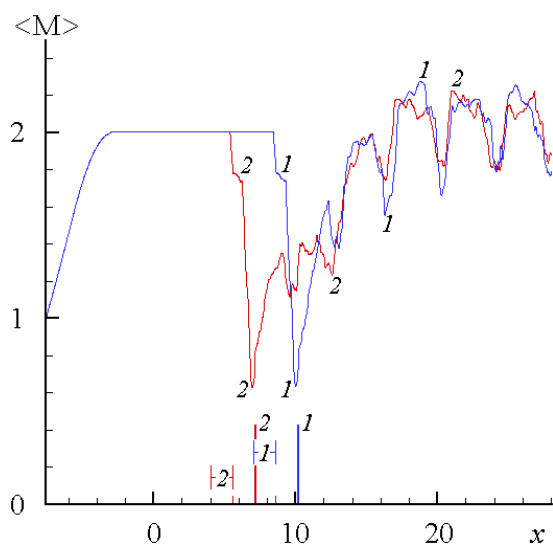


Рис. 7. Распределение по длине канала числа Маха: кривая 1 – комплекса «источники + струя» вниз по потоку, 2 – базовое положение комплекса

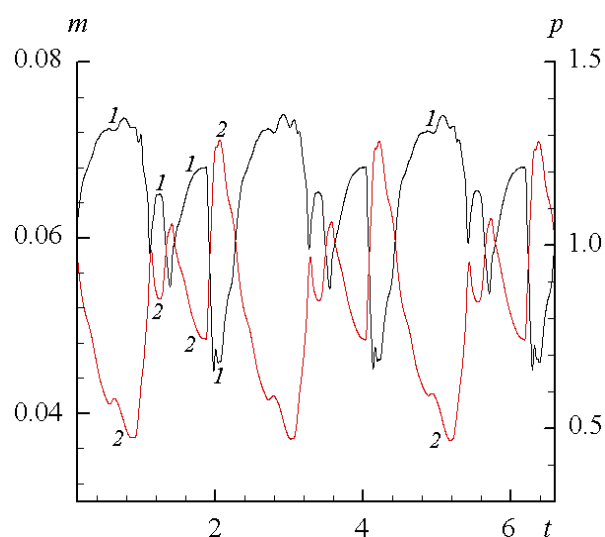


Рис. 8. Динамика расхода и давления на выходе струи при $\alpha = 8.15$ и исходном положении комплекса «источники энергии + струя»

В применяемом численном методе введена отрицательная обратная связь по давлению, учитывающая влияние изменений в потоке на состояние газа в газогенераторе. На рис. 8 приведены зависимости от времени t расхода m (кривая 1) и соответствующего давления p на выходе струи из щели (кривая 2). Зависимости имеют колебательный характер и находятся в противофазе ($\alpha = 8.15$).

Если сохранить координаты струи и источников прежними, но уменьшить координату начала расширения канала (укороченная секция постоянного сечения), то протяженность околосвуковой области также сократится. Таким образом, при сохранении расстояния между источниками энерговыделения и струей размер околосвуковой области зависит только от расстояния между струей и началом расширения канала, независимо от того, происходит ли сдвиг всего комплекса или изменяется протяженность секции постоянного сечения. Влияние угла расширения канала (рассмотрены углы расширения 7° , 10° , 15° , 7°) на распределение чисел Маха для исходного положения источников и струи незначительное.

Для осесимметричного канала наблюдаются аналогичные закономерности. Осесимметричная задача решалась для эквивалентного по площадям сечений плоскому каналу (см. рис. 5). Канал имеет такую же длину, сопло создает течение с числом Маха $M = 2$. Объемы зон тепловыделения равны, что при одном и том же α обеспечивает теплоподвод, эквивалентный по величине плоскому случаю при условии совпадения локальной плотности потока в зонах подвода энергии. Положение струи и источников энергии взяты равными соответствующим значениям для вариантов плоского случая.

Для осесимметричного канала переход в дозвуковой режим с околосвукового происходит

при меньшей подведенной удельной энергии, чем для плоского канала. Отличие составляет около 10%. Это связано с геометрическими особенностями течения, влияющими на локальную плотность газа, в результате чего полная энергия, полученная газом, при равенстве удельной полученной на единицу массы, энергии оказывается разной. Кроме того, в осесимметричном канале протяженность околосвуковой области также меньше. На рис. 9 изображено двумерное распределение числа Маха в осесимметричном канале, на рис. 10 показано среднее по сечению число Маха в зависимости от координаты x вдоль канала.

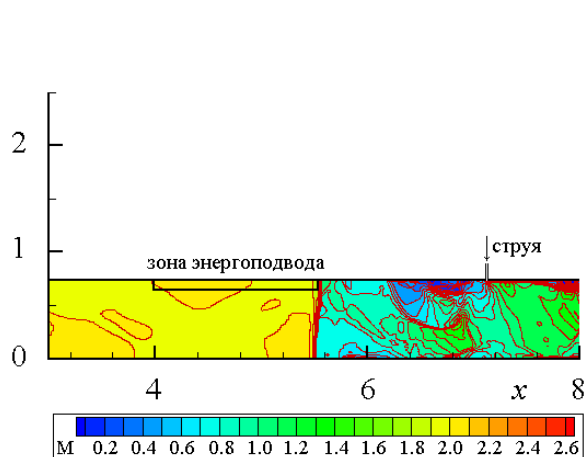


Рис. 9. Фрагмент поля чисел Маха для осесимметричного канала

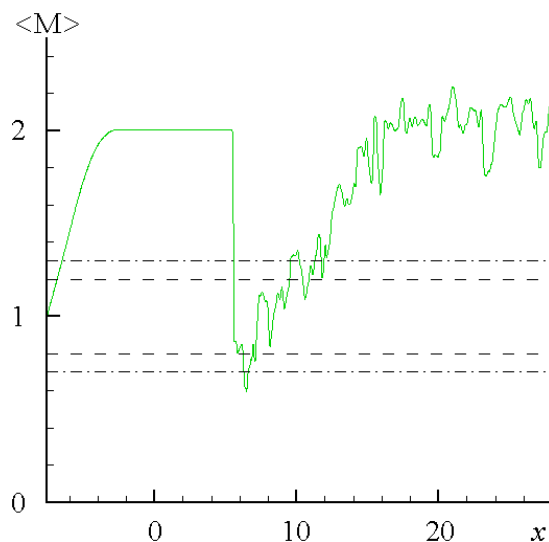


Рис. 10. Распределение осредненного числа Маха в осесимметричном канале

Блок II: «Математическое моделирование нестационарных пространственных течений реагирующих газов в каналах».

Для реализации ГПВРД топливо должно подводиться порциями в нескольких сечениях. При этом в каждом сечении требуется обеспечить условия воспламенения достаточно бедных смесей (коэффициент избытка воздуха ~ 3). В приближении квазиодномерных уравнений газовой динамики эти условия смоделировать не удастся. Моделирование возможно при использовании трехмерных уравнений Навье-Стокса: воспламенение достигается управлением распределения расхода топлива в каждом сечении с организацией зон локально «богатых» смесей.

Разработана функциональная математическая модель камеры горения водорода гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Модель строится с использованием квазиодномерных стационарных уравнений газовой динамики, реальных теплофизических свойств газов и параметризацией конфигурации канала и определяющих процессов: впрыска топлива в поток, выгорания топлива по длине канала, диссипации кинетической энергии, отвода части энергии газов для моделирования охлаждения топливом стенок канала. В качестве критерия эффективности процесса в камере предложено использовать

эксергию продуктов сгорания. Из рассчитанных значений эксергии следует оценка предельного числа Маха набегающего потока, при котором еще возможно использование гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

На основе функциональной параметрической модели камеры горения ГПВРД на водороде численно получено, что при впрыске топлива в трех сечениях канала, состоящего из участков слабого и сильного расширения, реализуется сверхзвуковая скорость продуктов сгорания при ограниченном значении статической температуры $T \leq 2500$ К в диапазоне чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 6-12$.

Функциональная схема модели камеры сгорания показана на рис.11.



Рис.11. Функциональная схема камеры сгорания ГПВРД

На рис.12 и 13 приведены распределения вдоль канала относительных значений температуры T и давления p , числа Маха M потока газа при подводе тепла в 3-х зонах при числах Маха набегающего потока $M_\infty = 6$ и 12 ; $k_{Tj} = 1/\alpha_j$, α_j – коэффициент избытка воздуха.

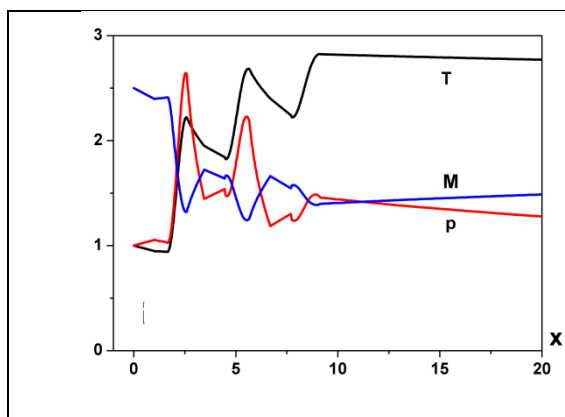


Рис.12. Распределение вдоль канала относительных значений температуры T и давления p , числа Маха M потока газа при подводе тепла в 3-х зонах при $M_\infty = 6$: $k_{Tj} = \{0.3; 0.6; 1.0\}$

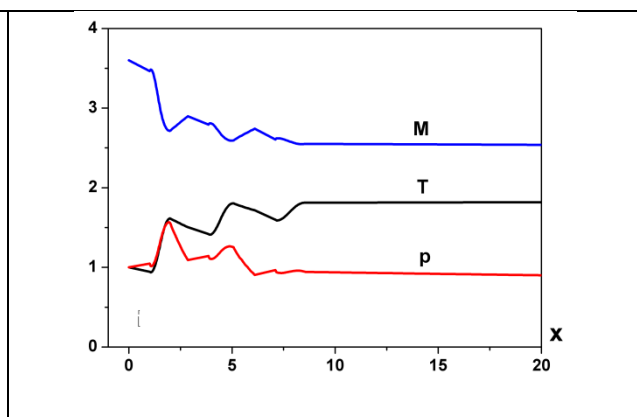


Рис.13. Распределение вдоль канала относительных значений температуры T и давления p , числа Маха M потока газа при подводе тепла в 3-х зонах при $M_\infty = 10$: $k_{Tj} = \{0.3; 0.6; 1.0\}$

При распределенном вводе топлива допустимо большое значение угла между векторами

скорости потока газообразного водорода и основного газа, что будет способствовать интенсификации смешения.

Предложено в качестве критерия эффективности процесса в камере использовать эксергию продуктов сгорания, так как она определяет максимальную скорость истечения газа во внешнюю среду и соответственно – максимальную тягу двигателя. Из рассчитанных значений эксергии следует, что число Маха набегающего потока, при котором возможно использование гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя, не более $M_\infty = 12$.

Для решения нестационарных трехмерных уравнений Навье-Стокса разработана принципиальная схема без сеточного численного метода с управлением вычисления пространственных производных и применением $L(\delta)$ – устойчивого метода решения эволюционных уравнений. Разработан новый алгоритм расчета частных производных по пространственным координатам газодинамических функций, основанный на решении уравнений Вольтерра 1-го рода. Эволюция во времени газодинамических функций в конечном числе точек определяется решением задачи Коши для системы обыкновенных дифференциальных уравнений, для численного решения которой разработан неявный одношаговый метод на основе аппроксимации функций правых частей системы на шаге трехточечными интерполяционными полиномами Эрмита второй степени. Погрешность метода $\sim h^4$. Решение возникающей системы алгебраических уравнений на шаге определяется минимизацией методом спуска суммы квадратов невязок. Показана сходимость используемого варианта метода спуска. Начальное приближение определяется решением линеаризованной системы дифференциальных уравнений. Так как оно достаточно близко к искомому решению, то в методе спуска требуется не более двух итераций. Описанный метод решения задачи Коши A - и $L(\delta)$ – устойчив, что делает его применимым для решения жестких задач.

Аналитическое представление приближенного решения на шаге позволяет вычислять локальную ошибку, как решение линеаризованной системы дифференциальных уравнений. Суммирование локальных ошибок дает оценку глобальной ошибки. Шаг интегрирования управляется трехступенчатой функцией в зависимости от нормированного значения локальной ошибки. Приведены решения двух умеренно жестких тестовых задач.

Задача 1. Жесткая квазилинейная система

$$\dot{y}_1 = -2000 y_1 + 1000 y_2 + 1 + \sin(10t), \dot{y}_2 = y_1 - y_2;$$
$$0 \leq t \leq 10, y_1(0) = y_2(0) = 0; \lambda_1 \cong -2000, \lambda_2 \cong -0.25$$

$\lambda_{1,2}$ – собственные числа матрицы Якоби.

Задача 2. Жесткая нелинейная система

$$\dot{y}_1 = -(55 + y_3) y_1 + 65 y_2, \dot{y}_2 = 0.0785 (y_1 - y_2), \dot{y}_3 = 0.1 y_1;$$

$$0 \leq t \leq 500, y_1(0) = y_2(0) = 1, y_3(0) = 0;$$

$$\lambda_1 = -55, \lambda_{2,3} = 0.00625 \pm 0.01i$$

Графики решений первой задачи показаны на рис.14, второй – на рис.15. Жесткость первой задачи обусловлена высокочастотными осцилляциями решений, амплитуда которых значительно превышает изменение среднего значения решения на периоде, что свидетельствует о наличии в задаче двух характерных времен. Жесткость второй задачи обусловлена близостью значений первых двух последовательно расходящихся и сходящихся компонент решения. Число обусловленности в задачах $\sim 10^4$.

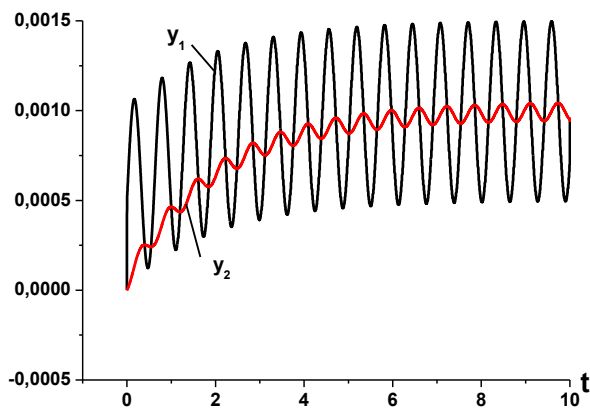


Рис.14.

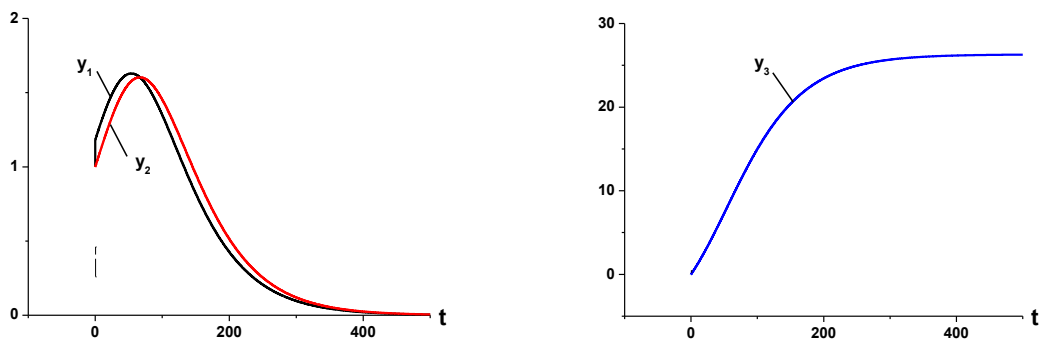


Рис.15

В таблице 1 даны некоторые количественные показатели процесса получения решения: ε – заданная локальная точность, h_{\min} – минимальный шаг интегрирования, h_{\max} – максимальный шаг, N_f – число вычислений функций правых частей дифференциальных уравнений, N_h – число

шагов, N_h^{err} – число неудачных шагов с диагностикой «ошибка превышает заданное значение», число вычислений Якобиана $N_J = N_h + 1$.

Таблица 1

№	ε	h_{min}	h_{max}	N_f	N_h	N_h^{err}
1	10^{-5}	10^{-4}	$6.0 \cdot 10^{-3}$	11059	3558	127
2	10^{-5}	10^{-3}	0.2	7743	2545	

Решение линеаризованного уравнения дает хорошее начальное приближение даже для задач с достаточно высокой степенью жесткости. Поэтому решение алгебраических уравнений достигалось, как правило, за одну итерацию. Наличие неудачных шагов в задаче 1 связано с чередованием широких зон слабого и узких зон сильного изменения первой производной решения. В задаче 2 нет ни одного неудачного шага.

Блок III: «Импульсно-периодическое энергетическое воздействие на процессы горения и стабилизацию пламени, с целью повышения эффективности сжигания топлив и снижения окислов азота в продуктах сгорания».

В 2016г. были проведены опыты по определению влияния электрического поля с переменной конфигураций силовых линий на поднятое диффузионное пламя. На рис.16 приведена схема эксперимента. Вокруг диэлектрического сопла (внутренний диаметр сопла $d=1$ мм (для пропана) и $d=1.5$ мм (для метана)) расположены 8 тонких электродов на высоте 18 мм. Расстояние между противоположными электродами 13 мм, прикладываемое между ними напряжение равно 1.3 кВ. Напряжение подаётся на противоположные электроды попарно и переключается по кругу. Таким образом, задается вращение вектора напряжённости электрического поля (частота вращения 7 Гц) относительно оси топливной струи, при этом создаваемое поле увлекает за собой диффузионное пламя.

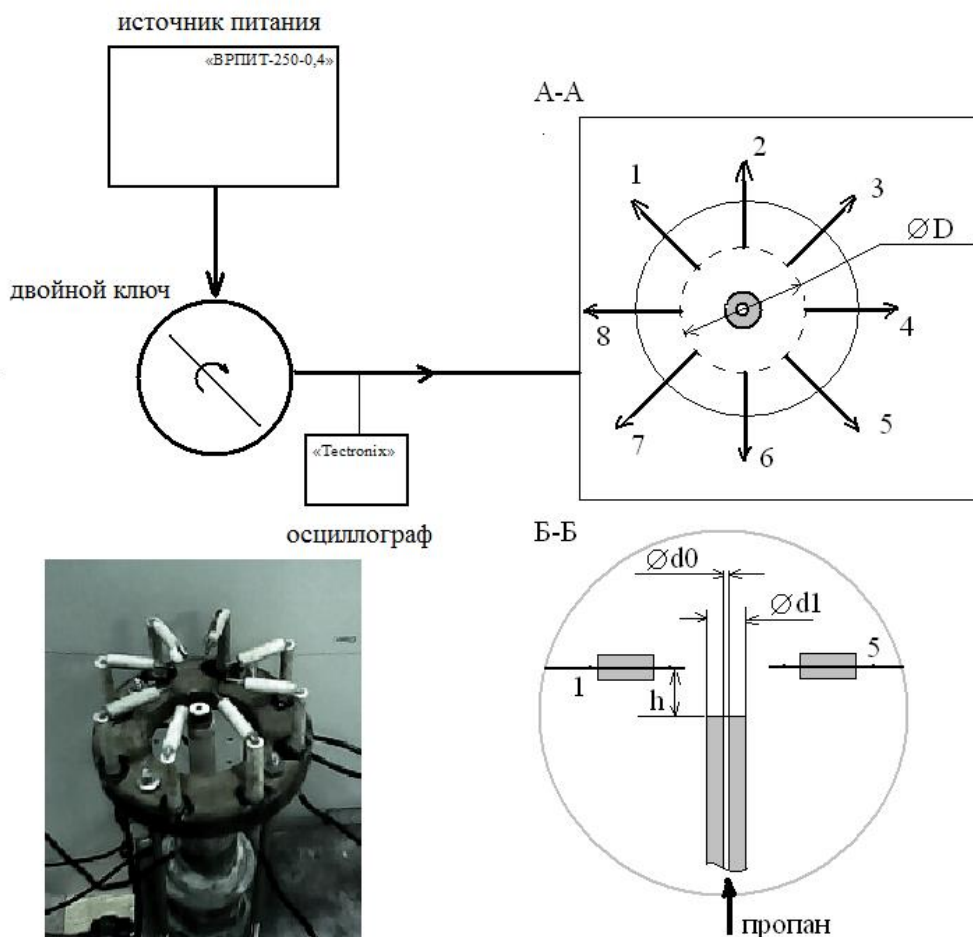


Рис.16. Схема эксперимента

В поднятых диффузионных пламенах газообразных углеводородов с режимом течения топлива переходном (ламинарно-турбулентный) и турбулентном наблюдаются нерегулярные структуры, искривляющие фронт, а также приводящие к локальному затуханию – «дырам во фронте горения» [6]. Причиной возникновения таких структур являются вихри внутри топливной струи, которые воздействуют на фронт, изменяя его кривизну. При сохранении теплоподвода подогрев горючего вдоль искривленного фронта уменьшается, что снижает скорости химических превращений, и может привести к локальному потуханию. Согласно утверждениям авторов работы [7] малоразмерные вихри образуются при взаимодействии крупномасштабных, присутствующих изначально в струе топлива. С другой точки зрения, изложенной в работе [8], предполагается, что область порождения вихревых структур является зона стабилизации (точки поджога).

Основное внимание в экспериментальных исследованиях было уделено воздействию поля на область стабилизации, точки поджога. Показано, что поле в этом случае значительно уменьшает амплитуду колебаний точек поджога относительно среднего положения (см. рис.17). При этом

пламя стабилизируется в плоскости электродов в широком диапазоне скоростей истечения топлива выше значения скорости при срыве пламени без поля. В рамках гранта РФФИ №14-01-00255, дополняющем работы по данному проекту, определены условия эффективной стабилизации электрическим полем диффузионного углеводородного факела

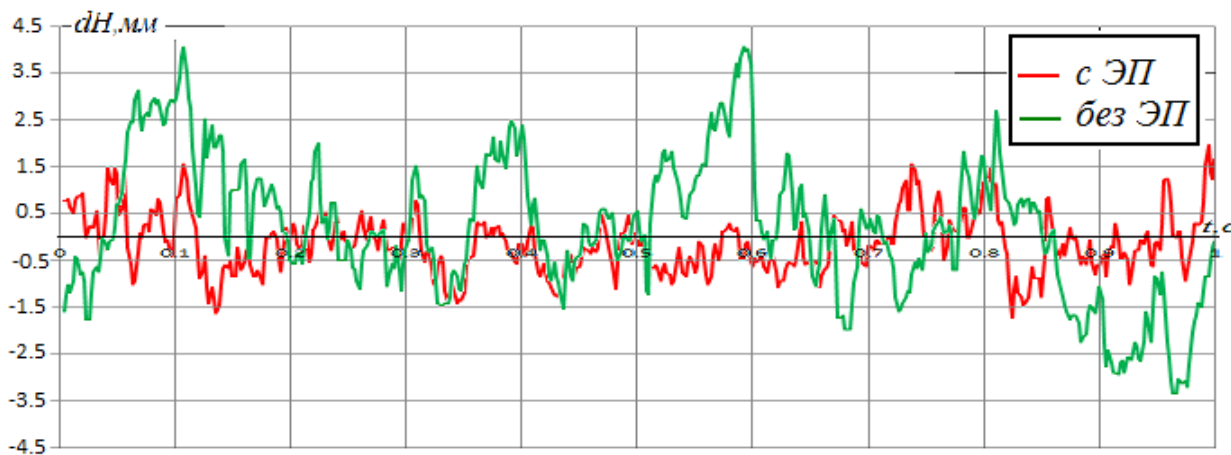


Рис.17. Отклонение от среднего положения точек поджога

Для пропана частота возникновения дыр во фронте пламени не изменялась при включении поля, в отличие от случая с метаном, где отмечается ее понижение. Возможно, это различие связано с физическими свойствами (вязкость, плотность, теплопроводность топлив), требуется углубленное изучение.

Апробация PIV метода для изучения данного явления проводилась совместно с ИХКиГ СО РАН. Выявлены существенные недостатки методики определения поля скоростей, связанные со значительным различием в величинах скоростей топливной струи и спутного засеянного потока. Однако, вблизи фронта пламени зарегистрировано увеличение радиальной составляющей скорости в спутном потоке более чем в 2 раза при включении поля с изменяемой во времени конфигурацией силовых линий, что свидетельствует об интенсификация процесса смешения под воздействием электрических сил (рис.18).

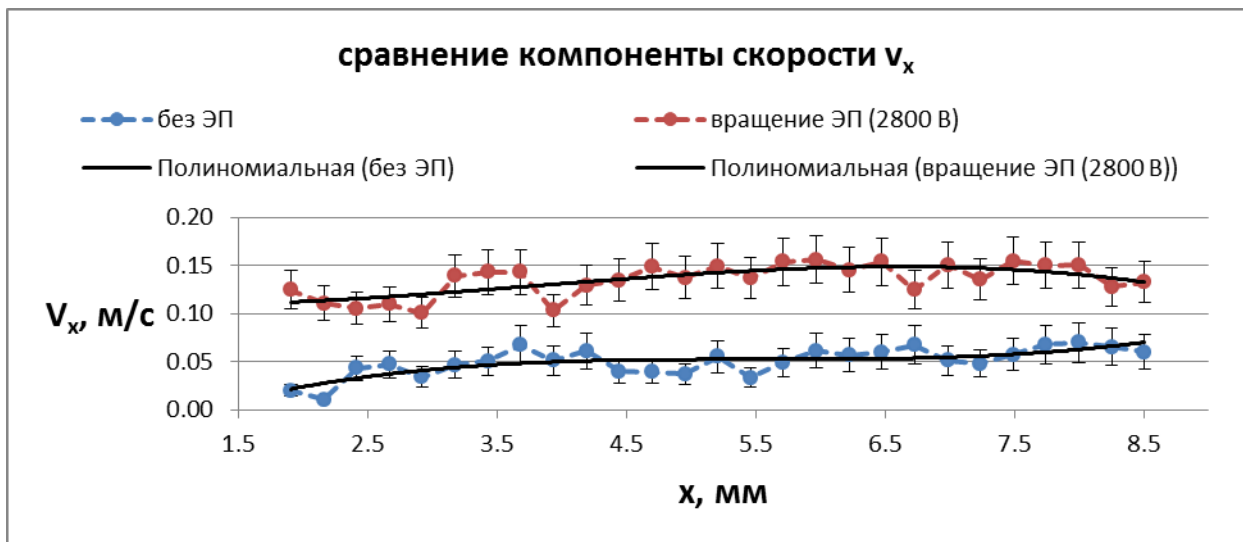


Рис.18. Радиальная компонента скорости

В целом, за время выполнения проекта:

- Обнаружены структуры во фронте горения, идентифицируемые, как разрывы фронта пламени (дыры во фронте пламени). Время их существования $\tau=1.5-2$ мс. Наблюдаемый с помощью скоростной съемки процесс воздействия вихревой структуры на поверхность пламени приводил к возникновению локальных потуханий. Возникновение дыр во фронте пламени происходит случайным образом, влияние на частоту их возникновения внешнего электрического поля зависит от рода топлива. Поле значительно уменьшает амплитуду колебаний точек поджога. Вблизи фронта пламени зарегистрировано увеличение радиальной составляющей скорости в спутном потоке более чем в 2 раза при включении поля с изменяемой во времени конфигурацией силовых линий, что свидетельствует об интенсификация процесса смешения под воздействием электрических сил.

Дополнительно (грант РФФИ №14-01-00255), была показана возможность стабилизации электрическим полем поднятого диффузионного пламени в широком диапазоне скоростей истечения топлива выше значения скорости при срыве пламени без поля. Длина факела может быть сокращена на 15-20% с сохранением полноты сгорания.

Блок IV: «Численное и экспериментальное исследование процесса горения в сверхзвуковом потоке при инициировании плазмой импульсно-периодического оптического разряда».

В 2016г. разрабатывалась методика расчета высокоскоростных течений химически реагирующих сред в рамках уравнений Навье-Стокса, и была выполнена апробация на примере горения водородовоздушной смеси в сверхзвуковом потоке. Для этого проводилось численное моделирование двумерных вязких реагирующих течений в каналах на основе TVD и ENO схем с решением уравнений Навье-Стокса, записанных в криволинейной системе координат. Для многокомпонентных сред, в которых имеются неравновесные процессы, построен алгоритм

решения задачи о распаде разрыва (задача Римана), что являлось составной частью разрабатываемой методики расчета. Разностная аппроксимация была реализована с применением метода Годунова, для интегрирования системы обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ), описывающих неравновесные химические процессы, использована неявная схема Эйлера. Определение индивидуальных свойств химических компонентов (молекулярный вес, энтальпия, энтропия), а также кинетическая схема формировались специальной программой.

Отладка производилась на примере течения в канале переменного сечения с заданным профилем (1.5 градусное расширение). При этом поток совершенного газа считался установившимся и квазиодномерным. В расчете были следующие исходные данные: $P_{in} = 1.3$ атм, $U_{in} = 1.6 \times 10^5$ см/с.

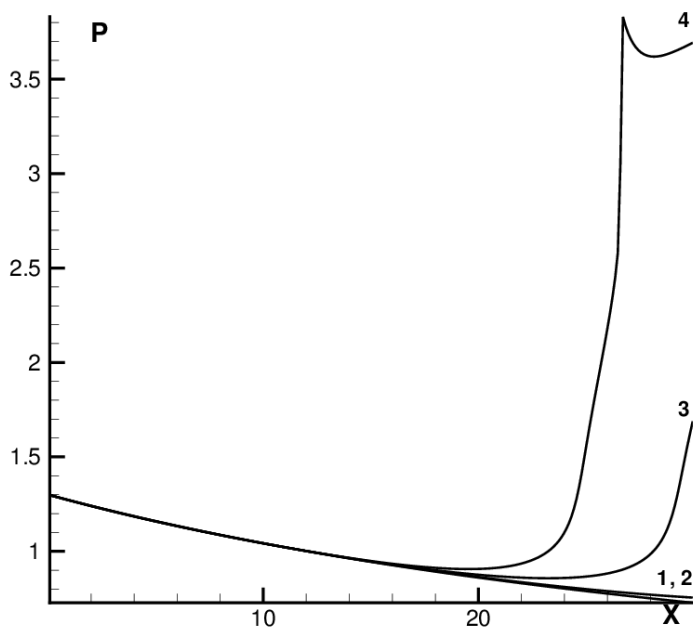


Рис.19. Воспламенение водородовоздушной смеси в слабо расширяющемся канале.

На рис. 19 приведены результаты расчета: кривые 1, 2, 3, 4 соответствуют температурам на входе 1100, 1150, 1170, 1180 К. На графиках наблюдается уменьшение давления, связанное с разгоном потока при расширении, до момента воспламенения ($x \geq 20.0$ см). Пик давления $x \approx 22$ см при температуре на входе 1180К свидетельствует о стабилизации пламени внутри канала. Для случаев 1, 2 ($T=1100, 1150$ К) смесь не успевает воспламениться.

Получен спектр излучения оптического пробоя в сверхзвуковом потоке.

Для пробоя в метановоздушной среде идентифицированы компоненты: N_2 , NI, NII, Ha, H β , O, C $_2$, C, CH, CN (рис.20). Линии иона азота NII обусловлены каскадным процессом высвечивания с сохранением спина при переходе электрона с верхних оболочек, например $4f \rightarrow 3s$. В метановоздушной плазме выделяются линии H, самая сильная из них находится на 656.46 нм.

В случае пробы в воздухе, излучение состоит главным образом из линии от N_2 и NII , которые располагаются от 330 до 710 нм. Наиболее интенсивные из эмиссионных линий иона азота NII наблюдаются на 332.53, 404.48, 463.1, 500.25, 546.15, 567.6 нм. Для молекулярного азота N_2 излучение соответствует линии на 435.8 нм. В рассмотренном диапазоне 210—710 нм, интенсивных линий O не обнаружено, согласно работам Feriolly, Ikeda они находятся на 777.19, 777.3, 777.6 нм.

Согласно полученным данным на процессы инициирования и стабилизации горения значимую роль будут играть радикалы H , полученные в результате пробы среды,.

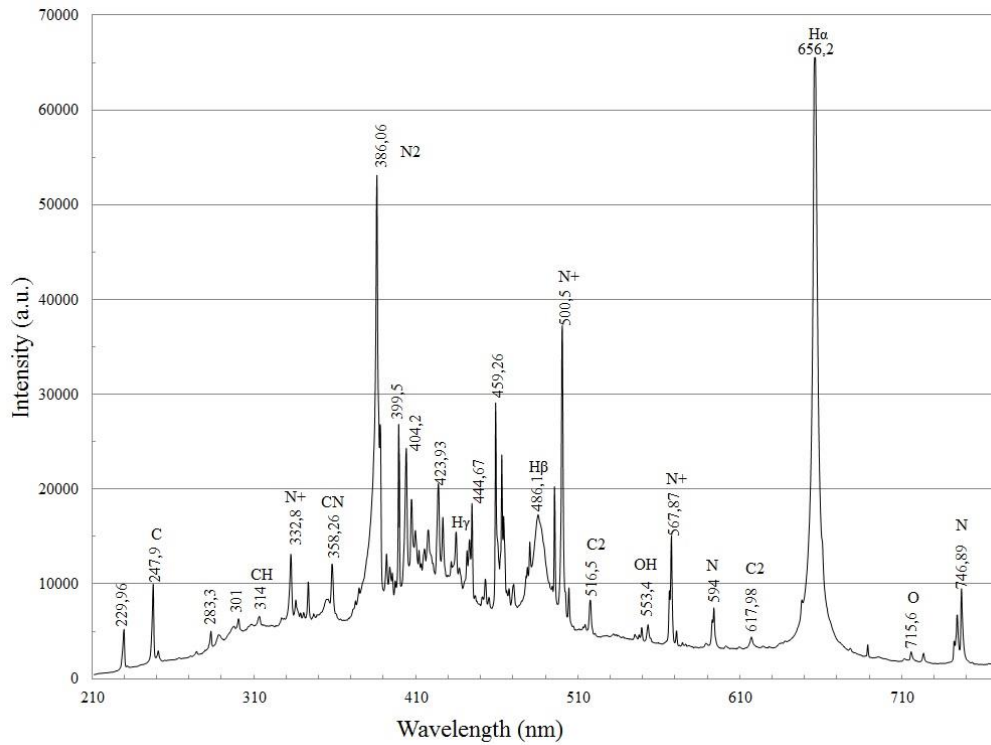


Рис.20. Спектр оптического разряда в метановоздушной струе.

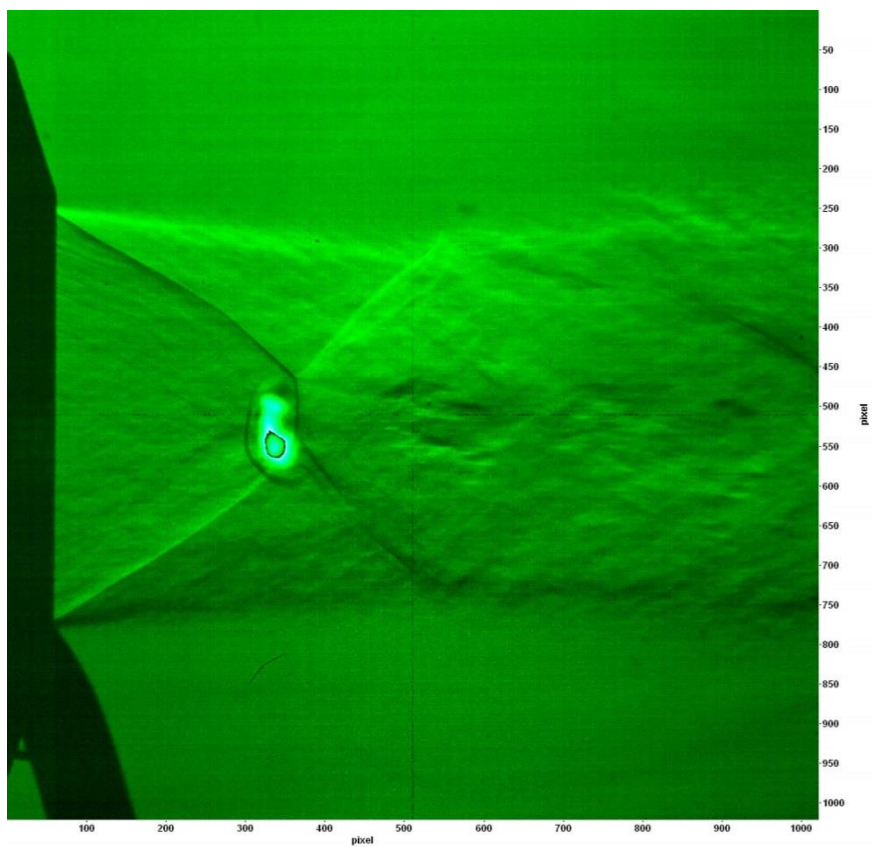


Рис. 21. Оптический разряд в сверхзвуковой воздушной струе.

В целом, в ходе выполнения проекта отработана методика оптической регистрации структуры течения при взаимодействии сверхзвукового потока с импульсно-периодическим тепловым источником.

Установлено, что при поперечном вводе лазерного излучения в поток образуется периодическая структура теплового следа, с формированием головного скачка уплотнения от зоны энерговыделения. При малых частотах следования импульсов лазерного излучения взаимодействие теплового пятна с потоком происходит в импульсном режиме, рис.21.

Экспериментально показана возможность воспламенения оптическим разрядом метано-воздушной и водородо-воздушной смеси при сверхзвуковом истечении струи в затопленное пространство. Что подтверждено данными спектрональной съемки на длинах волн излучения радикалов OH и CN.

В сверхзвуковом водородо-воздушном потоке импульсно-периодическим лазерным излучением инициировано и стабилизировано горение за механическим стабилизатором ($d=6\text{мм}$) и в следе оптического пробоя. Определен спектр излучения оптического пробоя в сверхзвуковом потоке и идентифицированы основные компоненты спектра: N_2 , NI, NII, $\text{H}\alpha$, $\text{H}\beta$, O, C_2 , C, CN, CN. Полученные данные свидетельствуют о значительной роли радикалов H, полученных в результате пробоя среды, на развитии инициирования и протекания процесса горения.

Экспериментальные исследования проводились совместно с ИЛФ СО РАН.

Блок V: «Управление обтеканием летательных аппаратов на до- и трансзвуковых режимах посредством силового и энергетического воздействия на поток в окрестности крыловых профилей».

В 2016г. решалась задача влияния на трансзвуковое обтекание тел механических колебаний участков поверхности. При численном моделировании трансзвукового безотрывного обтекания тонких крыловых профилей с односторонними одноמודовыми колебаниями участка поверхности обнаружено сильное немонокотное влияние (вплоть до 30%) на аэродинамические характеристики. Расчеты проведены для обтекания профиля НАСА-0012 идеальным газом ($\gamma = 1.4$) при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 0.85$ и нулевом угле атаки. Варьировались период Δt и амплитуда A колебаний для заданного положения подвижного элемента и его размера $x_1 = 0.600$, $\Delta x = 0.096$ соответственно (координата x , отнесенная к хорде профиля, отсчитывается от его носка). Для максимальной амплитуды скорости колебаний, определяемой отношением $A/\Delta t = 0.2$ и равной 1.26 от скорости звука набегающего потока, на рис.22 приведена зависимость коэффициентов волнового сопротивления C_x (кривая 1) и подъемной силы C_y (кривая 2) от периода Δt . Зависимости демонстрируют возможное влияние высокочастотной вибрации участка поверхности обтекаемого тела на его аэродинамические характеристики, что является опасным при возникновении данного явления на различных элементах летательного аппарата.

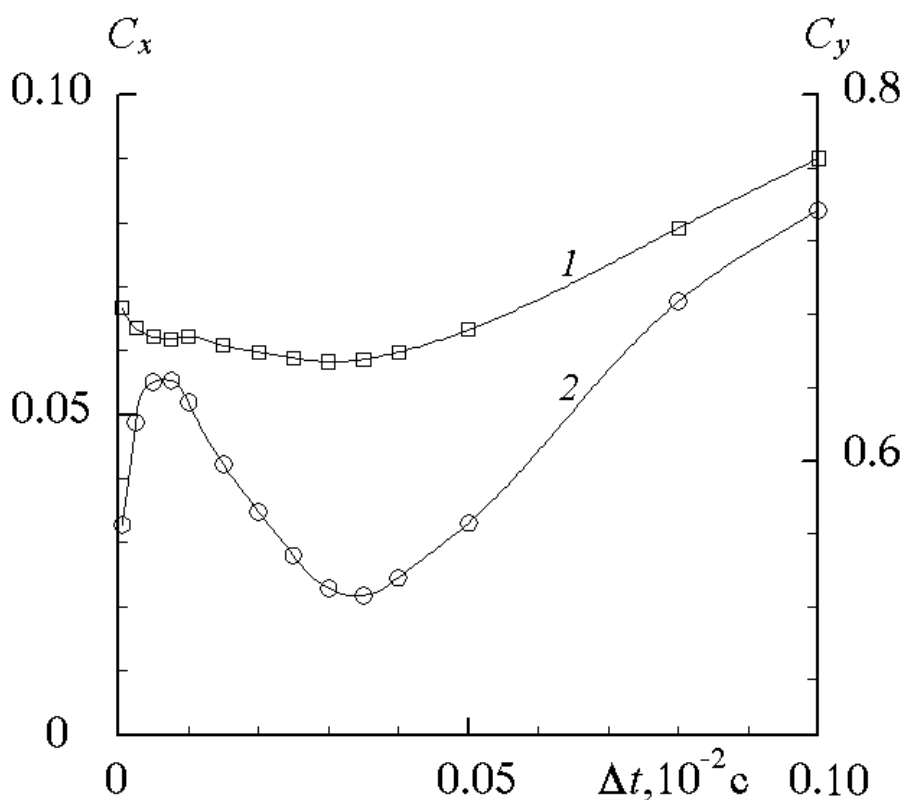


Рис.22. Влияние на аэродинамические характеристики

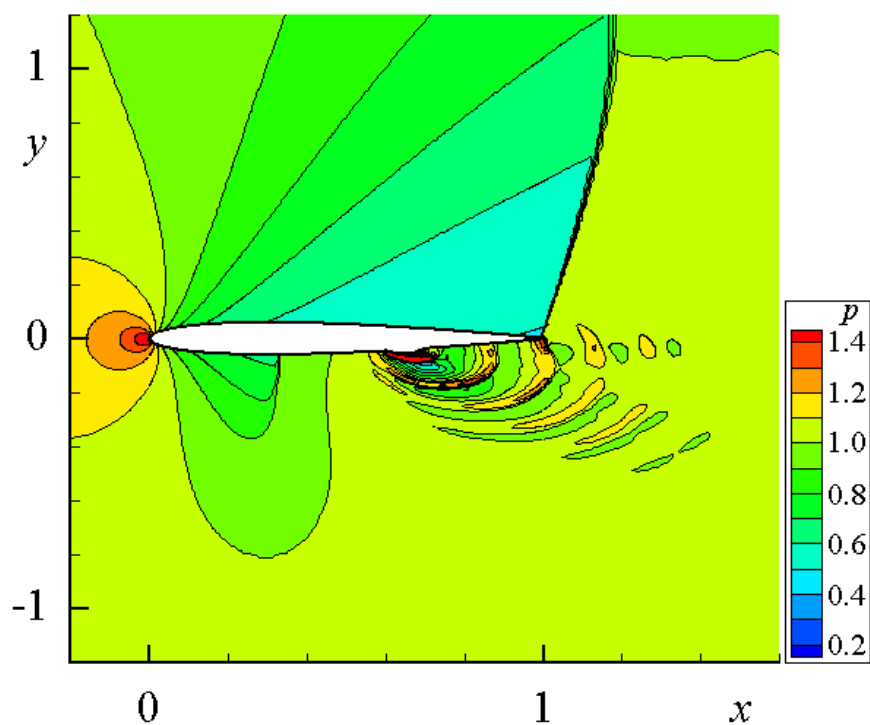


Рис.23. распределение давления (при $\Delta t = 0.08$, фаза $\Delta t/4$)

На рис.23. приведен пример распределения давления при наличии колебаний элемента поверхности. При уменьшении амплитуды колебаний скорости до дозвуковых значений изменение в аэродинамических характеристиках практически не происходит.

Таким образом, в ходе выполнения проекта было установлено, что при трансзвуковом обтекании наличие вынужденных колебаниях элемента поверхности тела формируют картину течения, аналогичную возникающей при подводе энергии в виде тепловых импульсов и могут значительно изменять аэродинамические характеристики. Т.е. при трансзвуковом режиме полета существует опасность возникновения вибраций определенной частоты, которые ухудшат характеристики летательного аппарата, с другой стороны, можно колебания элементов поверхности использовать для управления обтеканием.

Блок VI: «Расчетно-экспериментальное изучение термической деструкции углеводородов с использованием новой схемы быстрого смешения в потоке теплоносителя»

В 2016 г. продолжался анализ пиролиза углеводородов в реакторе быстрого смешения. Предложенный способ пиролиза углеводородов представлен на рис.24.

В представленном варианте разрабатываемого способа термического разложения (пиролиза) углеводородов в высокоэнтальпийном потоке теплоносителя помимо традиционного сырья (нафта, сжиженный углеводородный газ пропан/бутан (СУГ), этан, газойли), предусматривается использование метана CH_4 . При этом достигаются две цели: расширение сырьевой базы процесса и увеличение выхода целевых продуктов пиролиза (этилен + пропилен).

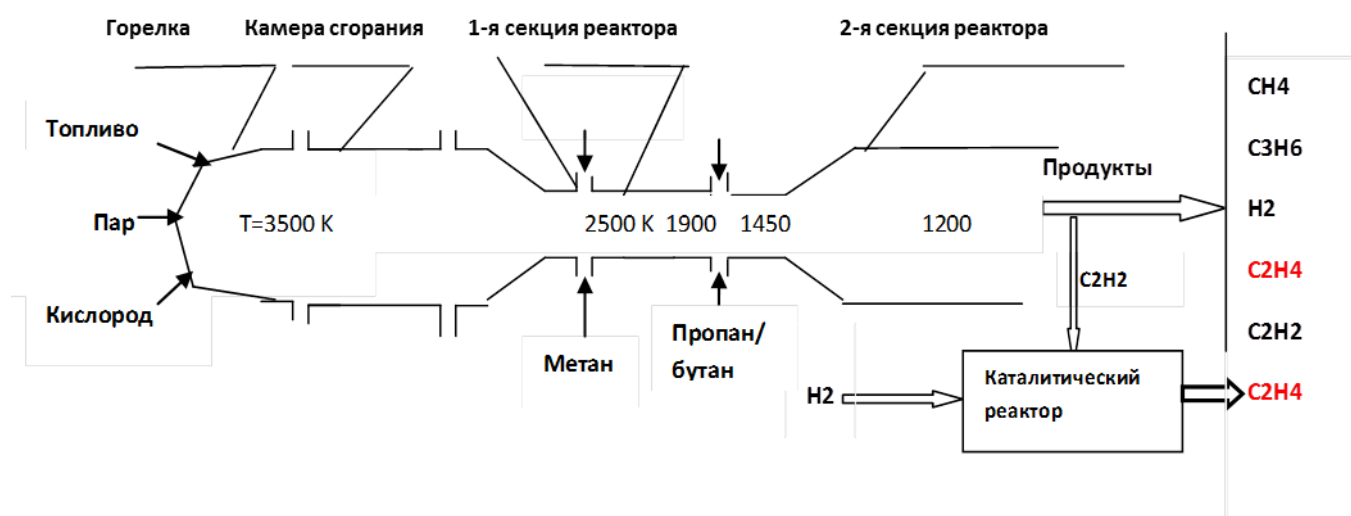


Рис.24. Схема двухстадийного пиролиза углеводородов

Известно, что температура, необходимая для термического разложения метана, очень высока (2200 – 2500 K), и в традиционном методе (с внешним подводом тепла к стенкам реакционного змеевика, расположенного в рабочем пространстве печи) не реализуема из-за ограничения по жаростойкости материала змеевика. В схеме, показанной на рис. 1, процесс эндотермического разложения метана в секции 1 идет в потоке продуктов сгорания и указанный уровень температур достижим. На выходе из секции 1 необходимо получить высокую степень конверсии метана в ацетилен C_2H_2 . При этом температура на выходе из секции 1, как показали результаты проведенного анализа, достаточна для того, чтобы реализовать оптимальные условия для пиролиза основного сырья во второй секции. Таким образом, поток на выходе первой секции является тепловым резервуаром для осуществления термического разложения традиционного сырья пиролиза, поступающего во вторую секцию реактора. После разделения продуктов на отдельные компоненты ацетилен, образующийся в обеих стадиях процесса, в ходе реакции $C_2H_2 + H_2 = C_2H_4$ в каталитическом реакторе преобразуется в этилен C_2H_4 (по известной в нефтехимии технологической схеме), увеличивая тем самым суммарный выход базового продукта нефтехимического производства.

Рассмотрен вариант двухстадийного пиролиза углеводородов с использованием метана в первой секции проточного реактора и сжиженного природного газа – во второй. Используемая в разработанной модели расчета кинетическая схема пиролиза СПГ была протестирована по результатам проведенных ранее экспериментов. Аналогичная работа была проведена и с кинетической схемой пиролиз метана. Показано, что результаты расчетов процесса термической деструкции метана по кинетической модели GRI согласуются с известными литературными данными (рис.25).

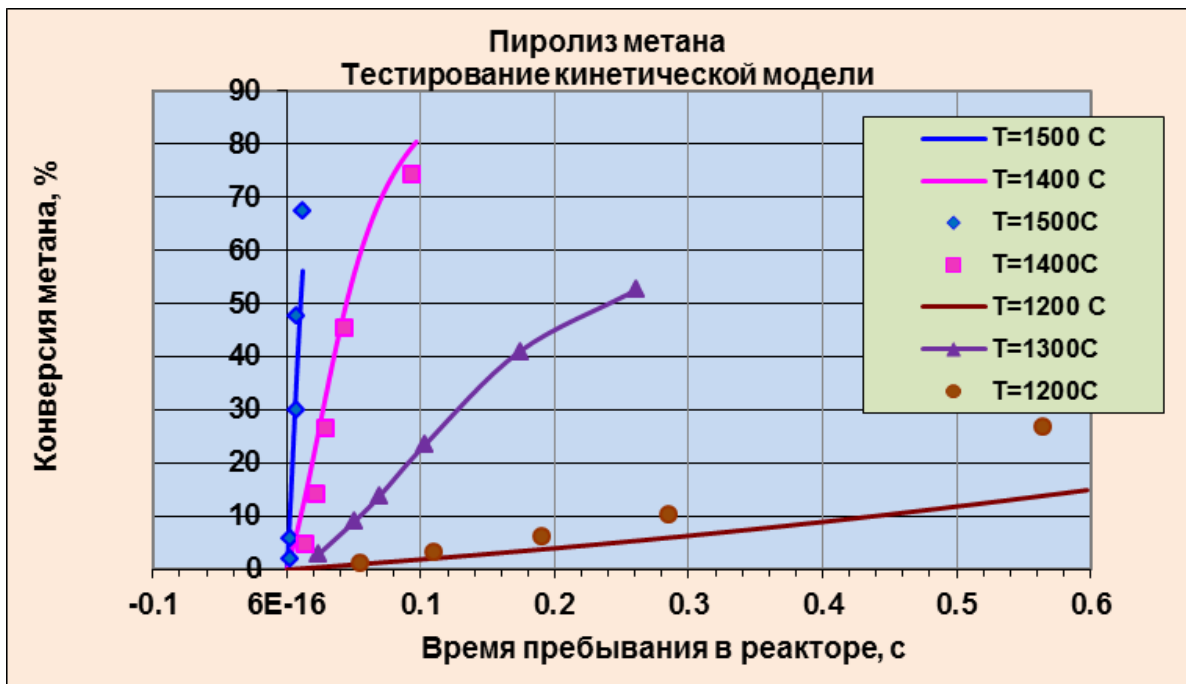


Рис.25. Тестирование кинетической модели пиролиза метана. Точки – эксперимент (Olsvic et. al), линии - расчет

Другим важным вопросом разрабатываемого метода пиролиза является реализация ультракороткого времени смешения сырья с теплоносителем. В этой связи большое внимание уделялось исследованию характеристик смесителей с радиальным вводом струй в цилиндрический канал. В отличие от большинства предшествующих исследований рассматривались режимы работы смесителей с большим отношением импульсов струй и сносящего потока. Показано, что при определенном значении этого параметра в канале смесителя в приосевой области (в области столкновения радиальных струй) формируется встречная к основному течению струя. При этом вся область течения, вверх и вниз по потоку характеризуется высокой степенью турбулентности (рис.26), способствующей интенсивному перемешиванию.

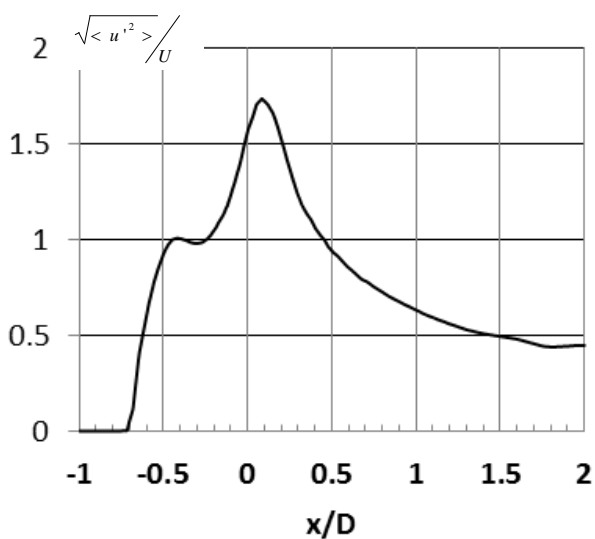


Рис.26. Степень турбулентности на оси смесителя встречной струи

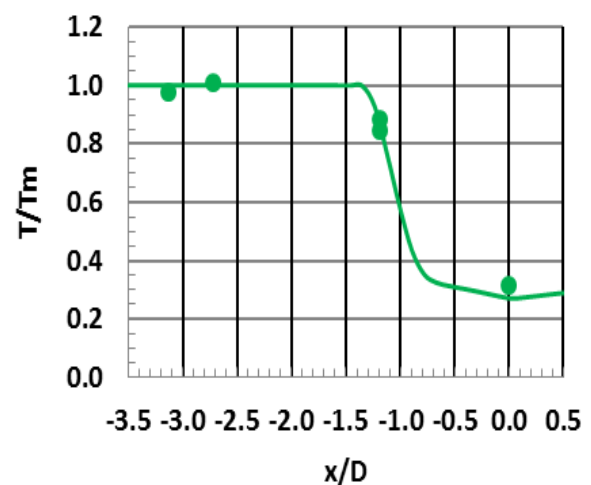


Рис.27. Профиль температуры на оси ($x/D=0$ – сечение ддува), линия - расчет

Пример сопоставления результатов расчетов параметров потока с использованием уравнений Навье – Стокса и модели турбулентности $k - \epsilon$ с экспериментальными данными, полученными на газодинамической установке иллюстрирует рис.27. По результатам проведенного анализа установлены основные параметры, определяющие качество смешения потоков, а именно, относительные значения диаметра струй, длины камеры смешения, расстояния между отверстиями и введенный параметр дальнобойности струй, который представляет собой глубину проникновения струи в свободном поперечном потоке с учетом соотношения расходов струй и основного потока в канале. Полученные данные позволяют, в частности, определить качество смешения в зависимости от относительной длины смесителя и оценить время пребывания сырья в зоне смешения реактора пиролиза, что необходимо для выбора оптимальных рабочих параметров процесса.

По протестированным кинетическим моделям была проведена серия расчетов процесса пиролиза в двухстадийном реакторе с использованием метана в качестве сырья в первой секции реактора и сжиженных нефтяных газов – во второй. Определены параметры процесса, обеспечивающие высокую степень конверсии метана в ацетилен при оптимальной (для пиролиза СУГ) температуре на входе во вторую секцию. Ход процесса в 1-й секции иллюстрирует рис.28.

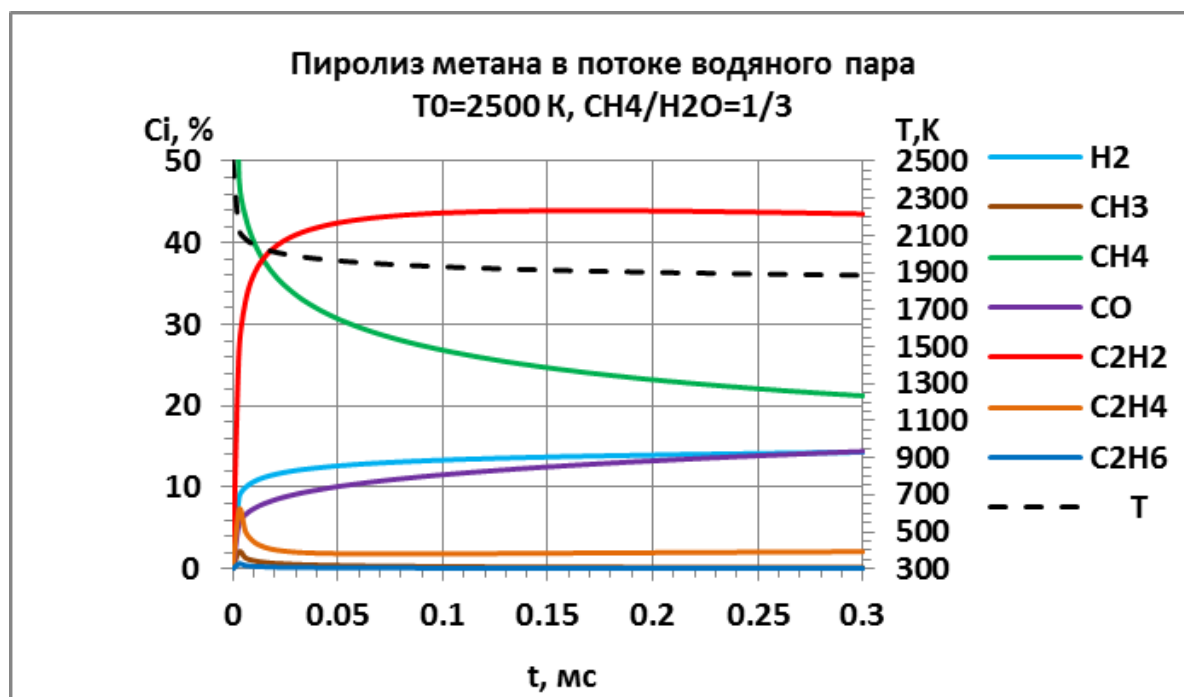


Рис.28. Ход процесса в 1-й секции реактора

Во второй секции после смешения сырья (СУГ) с продуктами пиролиза метана из первой секции начальная температура равна 1450 К. При таком значении начальной температуры смеси СПГ с теплоносителем в одностадийной схеме пиролиза ход процесса иллюстрирует рис.29.

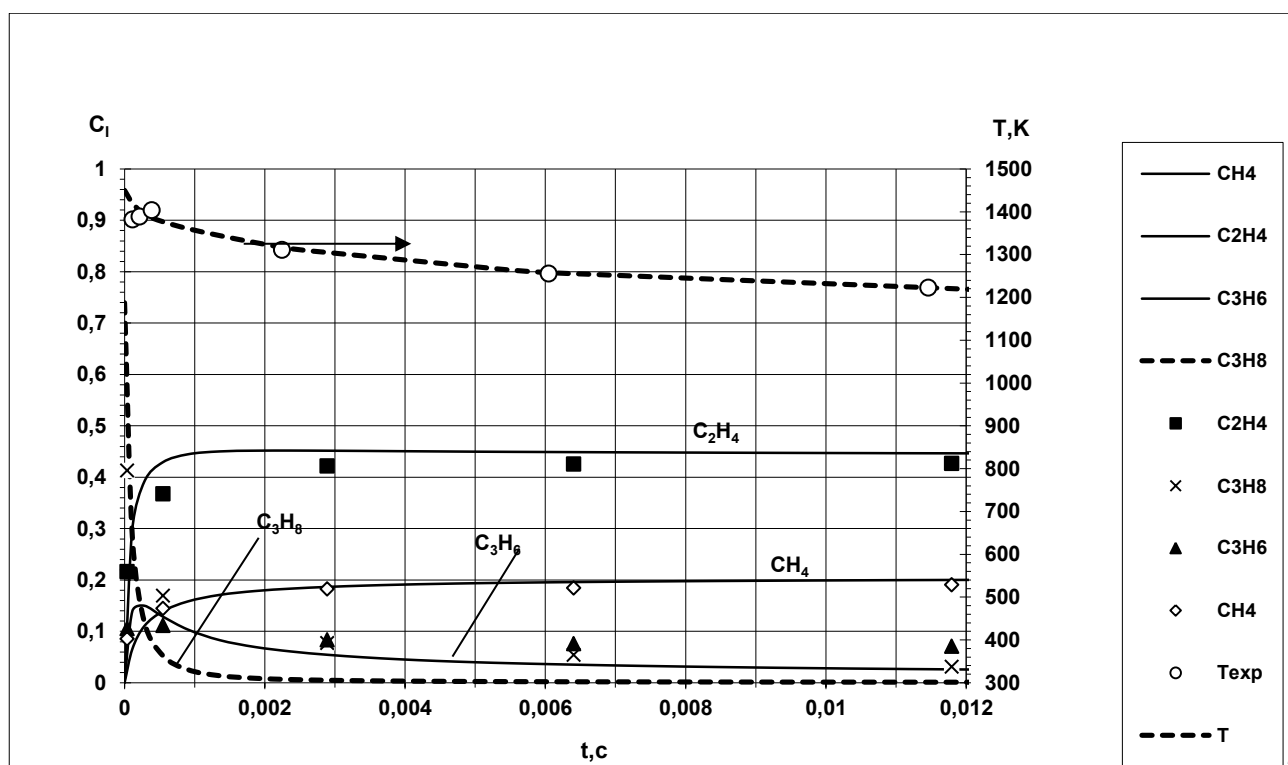


Рис.29. Ход процесса пиролиза СУГ (точки – эксперимент, линии – расчет)

В двухстадийном реакторе на вход второй секции поступают продукты пиролиза метана, содержащие значительное количество ацетилена. После разделения продуктов этот ацетилен вместе с ацетиленом, образующимся в результате пиролиза СПГ поступает в каталитический реактор, где он конвертируется в этилен. В результате суммарная доля этилена в продуктах (по сравнению с одностадийной схемой пиролиза СУГ) существенно увеличивается, что иллюстрирует рис.30.

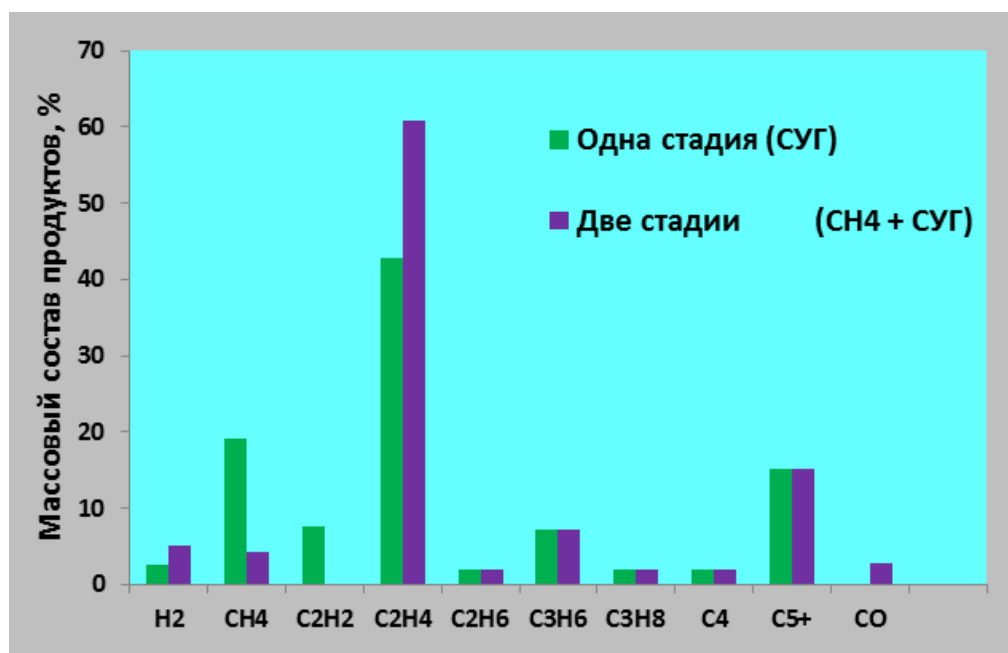


Рис.30. Сопоставление составов продуктов одостадийного и двухстадийного пиролиза СПГ в реакторе быстрого смешения

Основным результатом выполнения проекта является предложенная двухстадийная схема автотермического пиролиза углеводородов в проточном реакторе с ультракоротким временем смешения сырья с теплоносителем. В качестве сырья, помимо традиционных углеводородов, применяемых в этиленовом производстве, используется природный газ или попутные нефтяные газы, эффективность конверсии которых в этилен традиционными методами чрезвычайно низка. Перспективность предложенной схемы подтверждена результатами расчетно-экспериментального анализа.

Заключение

Запланированный объём исследований выполнен полностью.

Основные результаты работы:

- В каналах осесимметричном и прямоугольного сечения при газодинамическом импульсно-периодическом воздействии на сверхзвуковой воздушный поток с числом Маха $M=2$ и температуре торможения $T=1600-1700$ К был реализован квазистационарный преддетонационный режим горения. Получено устойчивое воспроизведение режима в комбинированном канале с участками постоянного сечения и расширения. В расчетно-теоретических исследованиях определены условия существования трансзвуковых областей в таких каналах, благоприятных для организации горения.

- На основе параметрической модели камеры сгорания ГПВРД на водороде получено, что при впрыске топлива в трех сечениях канала, состоящего из участков слабого и сильного расширения, реализуется сверхзвуковая скорость продуктов сгорания в диапазоне чисел Маха набегающего потока $M=6-12$.

- Показана возможность стабилизации электрическим полем поднятого диффузионного пламени в широком диапазоне скоростей истечения топлива выше значения скорости при срыве пламени без поля. Длина факела может быть сокращена на 15-20% с сохранением полноты сгорания. Обнаружены структуры во фронте горения, идентифицируемые, как разрывы фронта пламени, и определено время их существования и влияние на частоту возникновения наличия внешнего электрического поля.

- В сверхзвуковом водородо-воздушном потоке ($M=2$, $P_0=7$ атм) импульсно-периодическим лазерным излучением инициировано и стабилизировано горение за механическим стабилизатором ($d=6$ мм) и в следе оптического пробоя. Определен спектр излучения оптического пробоя в сверхзвуковом потоке и идентифицированы основные компоненты спектра: N_2 , NI , NIH , Ha , $H\beta$, O , C_2 , C , CH , CN . Полученные данные свидетельствуют о значительной роли радикалов H , полученных в результате пробоя среды, на развитии инициирования и протекания процесса горения.

- Установлено, что при трансзвуковом обтекании наличие вынужденных колебаниях элемента поверхности тела может значительно изменять его аэродинамические характеристики. Т.е. при трансзвуковом режиме полета существует опасность возникновения вибраций определенной частоты, которые ухудшат характеристики летательного аппарата, с другой стороны, можно колебания элементов поверхности использовать для управления обтеканием.

- Предложена двухстадийная схема автотермического пиролиза углеводородов в проточном реакторе с ультракоротким временем смешения сырья с теплоносителем. В качестве сырья, помимо традиционных углеводородов, применяемых в этиленовом производстве, используется природный газ или попутные нефтяные газы, эффективность конверсии которых в этилен традиционными методами чрезвычайно низка. Перспективность предложенной схемы подтверждена результатами расчетно-экспериментального анализа.

Литература

1. Northam G. B., Greenberg I., Byington C. S., Capriotti D. P. Evaluation of parallel injector configurations for Mach 2 combustion // J. Propulsion and Power. 1992. V. 8. N 2. P. 491-499.
2. Rogers. R. C., Capriotti D. P., Guy R. W. Experimental supersonic combustion research in NASA Langley // AIAA Paper 98-2506. - 1998.
3. Falempin F. Ramjet and dual mode operation // RTO/AVT/VKI (Lecture Ser. Adv. on Propulsion Technol. for High-Speed Aircraft). March 12. 15. 2007.
4. Левин В. М. Проблемы организации рабочего процесса в ПВРД // Физика горения и взрыва. 2010. Т. 46. Л'; 4. С. 45.
5. Choi B., Goto M., Mizushima H., Masuya G. Effects of heat addition and duct divergence on pseudo-shock waves // ISABE-2007-1235.
6. В.С. Козулин, В.Л. Крайнев, П.К. Третьяков, А.В. Тупикин «Особенности диффузионного факела при переходе от ламинарного к турбулентному режиму горения» // Физика горения и взрыва, 2014, т.50, №6, с.134-136
7. Roquemore, W.M., Chen, L.-D., Goss, L.P., and Lynn, W.F., The structure of jet diffusion flames // Turbulent Reactive Flows.-1989.-Vol. 40. - pp. 49-63
8. Takahashi, F., Schmoll, W.J., Trump, D.D., Goss, L.P., Vortex-flame interactions and extinction in turbulent jet diffusion flames // Twenty-Sixth Symposium (International) on Combustion / The Combustion Institute.-1996.-pp. 145-152

Публикации за 2016г.

Статьи в рецензируемых журналах

1. Аульченко С.М., Замураев В.П., Калинина А.П. Применение критериального подхода к анализу воздействия приповерхностных энергетических импульсов на ударно-волновую структуру транс- и сверхзвукового потока // Тепловые процессы в технике. 2016. Т.8, No.2. С. 64-74.
2. Замураев В.П., Калинина А.П. О возможности создания устойчивой околосзвуковой области в сверхзвуковом потоке в канале // Тепловые процессы в технике. 2016. Т.8, No.7. С. 292-296.
3. Zamuraev V. P. and Kalinina A. P. Effect of Surface Energy Pulses on Supersonic Flow in a Channel of Variable Cross Section // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2016. Vol. 89,

No.3. P. 688-694. DOI: 10.1007/s10891-016-1427-3

4. Zamuraev V. and Kalinina A. About the possibility of creating a stable transonic region in supersonic flow in the channel // Journal of Physics: Conference Series 722 (2016) 012015 doi:10.1088/1742-6596/722/1/012015

5. Zamuraev V. and Kalinina A. The impact of unilateral vibrations on aerodynamic characteristics of airfoils in transonic flow // Journal of Physics: Conference Series 722 (2016) 012018 doi:10.1088/1742-6596/722/1/012018

6. Картаев Е.В, Емелькин В.А., Аульченко С.М, Кталхерман М.Г. Расчетно-экспериментальное исследование развитого встречного течения, образованного в результате взаимодействия сталкивающихся струй со сносящем потоком в цилиндрическом канале. // Труды НГАСУ. 2016. Т.19, №1 (61), с. 40 -49

7. Зудов В.Н., Третьяков П.К., Тупикин А.В. Воспламенение и стабилизация оптическим разрядом гомогенного горения в высокоскоростной струе // Научная визуализация. 2016.Т. 8. № 2.С. 24-36.

8. А.Ф. Латыпов. Эксергия потока газа при подводе тепла и диссипации кинетической энергии// Теплофизика и аэромеханика, 2016, т.23, №1, с. 149-151.

9. А.В. Тупикин, П.К. Третьяков, Н.В. Денисова, В.В. Замащиков, В.С. Козулин «Диффузионный факел в электрическом поле с изменяемой пространственной конфигурацией» // Физика горения и взрыва, 2016, т.52, №2 С.49-53.

Доклады и тезисы докладов в сборниках международных конференций.

1. Козулин В.С., Тупикин А.В., Третьяков П.К. Стабилизация диффузионного пламени пропана нестационарным электрическим полем // Примеры фундаментальных и прикладных исследований: [материалы] XXIII Международной научно-практической конференции (Россия, Новосибирск, 12-13 февр. 2016 г.) : (Ежемесячный научный журнал/ Международный независимый институт Математики и Систем "МиС"). -№.1 (22). -Новосибирск, 2016. -С. 98-104.

2. Козулин В.С., Третьяков П.К., Тупикин А.В. Особенности режима горения переходного от ламинарного к турбулентному при наличии внешнего нестационарного электрического поля // Модели и методы аэродинамики: материалы Шестнадцатой Международной школы - семинара (Евпатория, 5-12 июня 2016 г.). -М.: ЦАГИ, 2016. -С. 89-90.

3. Замураев В. П., Калинина А. П. Влияние локализации энерговклада на формирование устойчивых околосвуковых областей в сверхзвуковом потоке в канале при втекании струи // Модели и методы аэродинамики : материалы Шестнадцатой Международной школы - семинара (Евпатория, 5-12 июня 2016 г.). М.: ЦАГИ, 2016. С. 80-81.

4. Третьяков П.К. О некоторых особенностях применения одномерных подходов к определению полноты выгорания топлива в сверхзвуковом потоке // Модели и методы аэродинамики : материалы Шестнадцатой Международной школы - семинара (Евпатория, 5-12 июня 2016 г.). -М.: ЦАГИ, 2016. -С. 158-160.

5. Абашев В. М., Еремкин И. Н., Животов Н. П., Замураев В. П., Калинина А. П., Третьяков П. К., Тупикин А. В. Изучение течения в полузакрытом канале с пересекающимися струями // Материалы XI Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ - 2016) (Крым, Алушта, 25 – 31 мая 2016 г.). М.: Изд-во МАИ, 2016. С. 20-21.

6. Замураев В. П., Калинина А. П. Создание устойчивой околосвуковой области в сверхзвуковом потоке в канале // Материалы XI Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ - 2016) (Крым, Алушта, 25 – 31 мая 2016 г.). М.: Изд-во МАИ,

2016. С. 34-36.

7. Замураев В. П., Калинина А. П. О воздействии колебаний элемента поверхности профиля на аэродинамические характеристики при трансзвуковом обтекании // Материалы XI Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ - 2016) (Крым, Алушта, 25 – 31 мая 2016 г.). М.: Изд-во МАИ, 2016. С. 246-247

8. Козулин В.С., Третьяков П.К., Тупикин А.В. Стабилизация поднятого диффузионного факела электрическим полем с изменяемой во времени конфигурацией // Материалы XI Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ - 2016) (Крым, Алушта, 25 – 31 мая 2016 г.). -М.: Изд-во МАИ, 2016. -С. 125-127.

9. Третьяков П.К. Преддетонационный режим горения (К реализации в высокоскоростном ПВРД) // Материалы XI Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ - 2016) (Крым, Алушта, 25 – 31 мая 2016 г.). -М.: Изд-во МАИ, 2016. -С. 154-157.

10. Abashev V.M., Eremkin I.N., Zhivotov N.P., Tretyakov P.K., Tupikin A.V. Study of counter jets emitting into a semiclosed channel // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 5.

11. Abashev V.M., Eremkin I.N., Zhivotov N.P., Kalinina A.P., Zamuraev V.P., Tretyakov P.K., Tupikin A.V. Experimental and numerical investigation of the flow in half-closed channel with intersecting jets // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 6-7.

12. Kozulin V.S., Tupikin A.V., Tretyakov P.K. Stabilization of hydrocarbon fuel combustion by nonstationary electric field // XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-16) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016) : abstracts. pt. I. -Perm, 2016. -P. 133.

13. Zamuraev V. P. and Kalinina A. P. Influence of unilateral oscillation on the aerodynamic characteristics of airfoils at transonic flow // Intern. Conf. on the Methods of Aerophys. Res. (June 27 – July 3, 2016, Perm, Russia): Abstr. Pt. 1. / ed. V.M. Fomin. Perm: Publ.House "PNRPU", 2016. P. 219-221.

14. Zamuraev V. P. and Kalinina A. P. Nonlinear effects of energy sources and the jet at supersonic flow in the channel // Intern. Conf. on the Methods of Aerophys. Res. (June 27 – July 3, 2016, Perm, Russia): Abstr. Pt. 1. / ed. V.M. Fomin. Perm: Publ.House "PNRPU", 2016. P. 221-222.

15. Ktalkherman M.G., Kartaev E.V., Emelkin V.A. Study of multiple [mpinging jets with a confined crossflow // International Conference on the Method of Aerophysical Research, Perm, Russia, 2016. Abstracts, pt.1, p.134 - 135

Доклады и тезисы докладов в сборниках Российских конференций.

1. Замураев В. П., Калинина А. П. Влияние односторонних колебаний на аэродинамические характеристики крыловых профилей при трансзвуковом обтекании // Всероссийская конференция "Нелинейные волны: теория и новые приложения", посвященная 70-летию со дня рождения члена-корреспондента РАН В. М. Тешукова (29 февр.–2 март. 2016 г.): тезисы докладов. Новосибирск, 2016. С. 48-49.

2. Замураев В. П., Калинина А. П. Нелинейное воздействие волн давления от источников энергии и втекающей струи на сверхзвуковое течение в канале // Всероссийская конференция "Нелинейные волны: теория и новые приложения", посвященная 70-летию со дня рождения члена-корреспондента РАН В. М. Тешукова (29 февр.–2 март. 2016 г.): тезисы докладов. Новосибирск, 2016. С. 50-51.

3. Козулин В.С., Третьяков П.К., Тупикин А.В. Электрический стабилизатор для

углеводородного факела //Современные проблемы аэрогидродинамики (Сочи, 5 – 15 сент. 2016 г.) : тезисы докладов XVIII Всероссийской конференции, посвященной 60-летию Российского национального комитета по теоретической и прикладной механике и 125-летию со дня рождения его первого председателя академика АН СССР Н.И. Мухелишвили. -М.: Изд-во МГУ, 2016. -С. 67-68.

4. Зудов В.Н. Исследование воспламенения сверхзвукового потока водородо-воздушной смеси, вызванного поперечным импульсно-периодическим лазерным излучением // Современные проблемы аэрогидродинамики (Сочи, 5 – 15 сент. 2016 г.) : тезисы докладов XVIII Всероссийской конференции, посвященной 60-летию Российского национального комитета по теоретической и прикладной механике и 125-летию со дня рождения его первого председателя академика АН СССР Н.И. Мухелишвили. -М.: Изд-во МГУ, 2016. -С. 62.

5. Третьяков П.К. Особенности развития процесса горения в сверхзвуковом потоке // Современные проблемы аэрогидродинамики (Сочи, 5 – 15 сент. 2016 г.) : тезисы докладов XVIII Всероссийской конференции, посвященной 60-летию Российского национального комитета по теоретической и прикладной механике и 125-летию со дня рождения его первого председателя академика АН СССР Н.И. Мухелишвили. -М.: Изд-во МГУ, 2016. -С. 100-101.

6. Третьяков П.К. Некоторые особенности формирования тракта ГПВРД // Механика композиционных материалов и конструкций сложных и гетерогенных сред (Москва, 16-18 ноября 2016) тезисы докладов 6-ой Всероссийской конференции с международным участием им. И.Ф. Образцова и Ю.Г. Яновского. –М.: ИПРИМ РАН, 2016, С.128-129

7. Тупикин А.В., Третьяков П.К., Венедиктов В.С. Углеводородное диффузионное пламя в переменном электрическом поле // Механика композиционных материалов и конструкций сложных и гетерогенных сред (Москва, 16-18 ноября 2016) тезисы докладов 6-ой Всероссийской конференции с международным участием им. И.Ф. Образцова и Ю.Г. Яновского. –М.: ИПРИМ РАН, 2016, С.128-129

Приложение I

индикатор	Ед. измерения	Всего за 2013-2016 гг.	2013	2014	2015	2016
Количество публикаций в ведущих российских и международных журналах по результатам исследований, полученных в процессе реализации проекта	единиц	29	6	8	6	9
Количество публикаций в мировых научных журналах, индексируемых в базе данных «Сеть науки» (WEB of Science)	единиц	18	5	4	4	5
Число тезисов в конференциях	единиц	79	11	22	24	22
Число охраняемых объектов интеллектуальной собственности:	зарегистрированных патентов в России	1	1	-	-	-
	зарегистрированных патентов за рубежом	-	-	-	-	-

Приложение II

Уникальный номер темы:

0323-2014-0008

Наименование темы (проекта):

Изучение способов воздействия на до-, транс- и сверхзвуковые течения применительно к управлению эффективностью горения в камерах сгорания прямоточных двигателей, процессов тепловой защиты и внешним обтеканием.

Номер госрегистрации: 01201351870

Содержание работы:

2016 год

Блок I. Реализация управляемого перемещения головной части псевдоскачка в заданных пределах по каналу, при изменении частоты или мощности периодических энергоимпульсов в реагирующем потоке.

Управление формированием устойчивых режимов с околосзвуковой областью при периодическом и постоянном энергетическом воздействии (струи и тепловых источников энергии) на сверхзвуковой поток для каналов различной геометрии.

Блок II. Создание вычислительной программы переходных режимов ПВРД – ГПВРД в приближении квазиодномерных уравнений газовой динамики.

Блок III. Изучение влияния параметров электрического поля на образование вихревых структур, которые разрушают фронт диффузионного поднятого пламени в режиме переходном к турбулентному горению.

Блок IV. Создание математической модели воспламенения и горения струи водорода в спутном сверхзвуковом потоке. Выполнить математическое моделирование ламинарного горения водорода в рамках уравнений Навье-Стокса.

Блок V. Определение воздействия колебаний участка поверхности на обтекающий поток, а также изменение аэродинамических характеристик обтекаемого элемента летательного аппарата при варьировании амплитуды и частоты колебаний при отсутствии вязких потерь.

Блок VI. Исследование двухстадийного пиролиза метана с целью оптимизации выхода целевых продуктов. Термохимический и газодинамический анализ процесса пиролиза в реакторе быстрого смешения.

Количество научных публикаций в журналах, индексируемых в российских и международных информационно-аналитических системах научного цитирования (Web of Science, Scopus, MathSciNet, Российский индекс научного цитирования, Google Scholar, European Reference Index for the Humanities и др.) (единиц)

2016 г- 6

Ожидаемый результат:

2016 год.

Блок I. Будут получены параметры энергоимпульсов (энергия, длительность и частота импульса) необходимые для управления перемещением головной части псевдоскачка в заданных

пределах по каналу при сверхзвуковой скорости ($M=2$).

Будут проведены параметрические исследования влияния на формирование устойчивых режимов с околосзвуковой областью длины секции постоянного сечения, локализации периодических пристеночных источников и струи, угла раскрытия расширяющейся секции канала при одинаковой температуре в форкамере и генераторе воздуха для струи (холодный пуск). Задача будет решена для плоского и осесимметричного каналов при скорости потока на входе $M=2$.

Блок II. Будет создана программа для ЭВМ численного решения нестационарных квазиодномерных уравнений газовой динамики и проведено ее тестирование. Будут получены результаты параметрических расчетов, определяющих пространственно-временные функции подвода энергии в камере сгорания для управления переходом дозвукового потока к сверхзвуковому потоку и обратно для условий, соответствующих числам Маха полета $M=6-7$.

Блок III. Будет определено влияние параметров электрического поля (напряжение, частота) на образование вихревых структур, которые разрушают фронт диффузионного поднятого пламени в режиме переходном от ламинарного к турбулентному горению.

Блок IV. С использованием уравнений Навье-Стокса будет создана математическая модель воспламенения и горения сверхзвуковой струи водорода ($M_{H_2} \leq 2$) в спутном сверхзвуковом потоке воздуха ($M \leq 2$). Будет выявлено влияние параметров внешнего потока (скорости и температуры) на процесс воспламенения.

Блок V. Будут проведены параметрические исследования воздействия колебаний участка поверхности на обтекающий трансзвуковой поток, а также изменение аэродинамических характеристик (коэффициентов подъемной силы и сопротивления) обтекаемого элемента летательного аппарата при варьировании амплитуды и частоты колебаний в приближении отсутствия вязких потерь.

Блок VI. Будет выполнено расчетно-экспериментальное исследование газодинамических характеристик смесителя для условий работы двухстадийного пиролиза метана и проведены расчеты процесса пиролиза углеводородов в реакторе быстрого смешения с использованием в качестве сырья метана (1-я стадия) и пропана (2-я стадия)